

**Titre:** Développement de rivets composite à matrice thermoplastique  
Title:

**Auteur:** Vincent Fortier  
Author:

**Date:** 2017

**Type:** Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

**Référence:** Fortier, V. (2017). Développement de rivets composite à matrice thermoplastique  
Citation: [Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal]. PolyPublie.  
<https://publications.polymtl.ca/2900/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**  
Open Access document in PolyPublie

**URL de PolyPublie:** <https://publications.polymtl.ca/2900/>  
PolyPublie URL:

**Directeurs de  
recherche:** Louis Laberge Lebel, & Jean-Évrard Brunel  
Advisors:

**Programme:** Génie mécanique  
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

DÉVELOPPEMENT DE RIVETS COMPOSITE À MATRICE THERMOPLASTIQUE

VINCENT FORTIER  
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE  
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION  
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES  
(GÉNIE MÉCANIQUE)  
DÉCEMBRE 2017

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

DÉVELOPPEMENT DE RIVETS COMPOSITE À MATRICE THERMOPLASTIQUE

présenté par : FORTIER Vincent

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. VADEAN Aurelian, Doctorat, président

M. LABERGE LEBEL Louis, Ph. D., membre et directeur de recherche

M. BRUNEL Jean-Evrard, Ph. D., membre et codirecteur de recherche

Mme DUBÉ Martine, Ph. D., membre

## REMERCIEMENTS

Tout d'abord, je tiens à souligner le support exceptionnel de mon directeur de recherche, Louis Laberge Lebel. Il a su faire évoluer mon intérêt pour la recherche jusqu'à une passion. Avec sa complète confiance en moi et ses interrogations, il a réussi à faire grandir mon esprit critique et scientifique.

Aussi je remercie l'appui technique incroyable de mes collaborateurs chez Bombardier : Jean-Evrard Brunel, Hasan Salek, Nicolas Algave, Adèle Lyprendi et Mario Simard.

Je veux remercier aussi Félix Lapointe, Laurent Pouliot Laforte et Mohammad Ghaedsharaf pour leur aide et leurs idées au cours de ce projet d'ampleur.

Je remercie énormément Christophe Absi qui a été d'un aide formidable en fin de parcours et qui a su emporter le projet à un niveau supérieur. Aussi, je le remercie pour son sens artistique qui a grandement aidé à vulgariser le projet.

J'ai énormément aimé l'atmosphère de travail et l'entraide dans le LabSFCA, malgré l'absence de fenêtre ! Merci Arnold Oswald, Philippe Monnot, Yohan Gendreau, Félix Lessard, Julien Brazeau-Séguin, Alexandre Marcoux, Nawaf Alsinani et Boris Burgarella.

Je remercie mon jury, Martine Dubé et Aurelian Vadean, pour leurs commentaires et leur temps.

Un dernier merci, et sûrement le plus important à mes yeux, à mon papa Daniel, ma maman Paule et ma copine Anne-Marie qui m'ont entendu parler de composites pendant 2 ans sans vraiment tout comprendre parfaitement ! Vous avez toujours cru en moi et vous avez toujours montrés un grand intérêt en ma vie professionnelle.



## RÉSUMÉ

Les enjeux écologiques et économiques actuels nécessitent une réduction du poids des avions de ligne. Afin d'augmenter leur performance, les matériaux composites sont utilisés pour leurs hautes propriétés spécifiques. C'est donc avec cet objectif que l'industrie aérospatiale consacre énormément d'effort à développer cette technologie. Par contre, elle impose plusieurs défis de taille. Ces structures en composites sont présentement assemblées avec des boulons en titane. Cette liaison mécanique n'est pas la solution idéale dû à son poids, sa différence de coefficient d'expansion thermique et de conductivité électrique entre le titane et la structure en composite, son risque de pénétration de l'humidité et son risque de répartition non-uniforme des charges.

Au cours de cette maîtrise, une technologie d'assemblage novatrice a été développée grâce à des rivets en composite à matrice thermoplastique. Tout d'abord, les rivets sont chauffés par effet Joule au-delà de leur température de fusion. Une fois cette température atteinte, ils sont moulés in situ dans les composants à joindre. La similarité entre les matériaux utilisés pour le rivet et les pièces à assembler apporte une solution aux problèmes de corrosion galvanique, de différence de coefficients d'expansion thermique et de blindage électromagnétique de l'avion. Afin d'assurer une qualité constante dans une optique d'industrialisation, la technique de rivetage proposée dans ce document a été automatisée. Une machine de rivetage a été conçue et fabriquée. Les paramètres de rivetage ont été contrôlés afin de s'assurer de la qualité de la liaison et de sa répétabilité.

Afin d'explorer les possibilités de la technologie, deux architectures de renfort (fibres de carbone) (Unidirectionnelle et tressée) et deux types de matrices (polyamide (PA) et polyether ether ketone (PEEK)) ont été testés en cisaillement et en traction. Les tests mécaniques en cisaillement ont démontré que les propriétés spécifiques du rivet unidirectionnel étaient supérieurs aux joints d'aluminium boulonnés en titane. Avec ces avantages, cette technologie pourrait être davantage développée, afin d'être utilisée sur les prochaines générations d'avions.

## ABSTRACT

Because of ecological and economical matters, most aircraft manufacturers are looking to reduce the airliners weight. To increase their performance, composite materials are used for their high specific properties. But this also brings new challenges, such as, the assembly of two composite parts. As an example, the currently use technology relies on the use of titanium bolts. This fastening solution presents many drawbacks with regards its weight, its lightning strike hazard, its risk of water penetration and its cost.

To overcome these problems, an innovative assembly technology using thermoplastic composite rivets was developed. These rivets are heated, using Joule's effect, above the melting temperature of the matrix. They are directly molded in situ. The materials similarity eliminates the galvanic corrosion and the electromagnetic shielding issues. To ensure a constant quality for an industrial application, the riveting technique must be automated. A riveting machine was designed and manufactured. The riveting parameters are controlled to ensure the joint quality and repeatability.

Two types of thermoplastic matrix were used (polyamide (PA) and polyether ether ketone (PEEK)) and two types of reinforcement architecture were tested (unidirectional and biaxial braid). The mechanical testing showed that the mechanical properties of the composite riveted joint are higher than typical aluminum riveted joints. Furthermore, the UD architecture has a higher specific shear strength than titanium bolted joint. With these advantages, the technology could be develop in order to be used to make the next aircraft generation.

## TABLE DES MATIÈRES

REMERCIEMENTS . . . . .	iii
RÉSUMÉ . . . . .	iv
ABSTRACT . . . . .	v
TABLE DES MATIÈRES . . . . .	vi
LISTE DES TABLEAUX . . . . .	ix
LISTE DES FIGURES . . . . .	x
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS . . . . .	xiii
LISTE DES ANNEXES . . . . .	xv
CHAPITRE 1 INTRODUCTION . . . . .	1
1.1 Contexte scientifique et industriel . . . . .	1
1.2 Définition de la problématique . . . . .	2
1.3 Solution étudiée et objectifs . . . . .	3
1.4 Organisation du mémoire . . . . .	3
CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE . . . . .	4
2.1 Composites en aérospatiale . . . . .	4
2.1.1 Composites à matrice thermodurcissable . . . . .	4
2.1.2 Composites à matrice thermoplastique . . . . .	5
2.2 Méthodes d'assemblage des structures CFRP . . . . .	6
2.2.1 Assemblage mécanique . . . . .	7
2.2.2 Collage structurel . . . . .	7
2.2.3 Soudage thermoplastique . . . . .	8
2.2.4 Rivetage TPC . . . . .	9
CHAPITRE 3 DÉMARCHE ET TRAVAIL ACCOMPLI . . . . .	14
3.1 Développement de la fabrication de la préforme . . . . .	14
3.2 Conception du procédé de rivetage . . . . .	14
3.3 Fabrication de la machine de rivetage . . . . .	15

3.3.1	Cahier des charges . . . . .	15
3.3.2	Solution proposée . . . . .	17
3.4	Caractérisation des joints rivetés . . . . .	19
3.5	Mise en contexte de l'article avec la recherche globale . . . . .	22
CHAPITRE 4 ARTICLE 1 : FASTENING COMPOSITE STRUCTURES USING BRAI-		
	DED THERMOPLASTIC COMPOSITE RIVETS . . . . .	23
4.1	Abstract . . . . .	23
4.2	Introduction . . . . .	23
4.3	Material and Methods . . . . .	26
4.3.1	Riveting Process . . . . .	26
4.3.2	Materials, Blank Manufacturing, and Rivet Geometry . . . . .	28
4.3.3	Riveting Machine Set-up . . . . .	29
4.3.4	Characterization . . . . .	30
4.4	Results and Discussions . . . . .	31
4.4.1	Blank Manufacturing . . . . .	31
4.4.2	Process Behavior . . . . .	31
4.4.3	Morpholgy Analysis . . . . .	34
4.4.4	Mechanical Properties . . . . .	36
4.5	Conclusion . . . . .	37
4.6	Acknowledgements . . . . .	38
CHAPITRE 5 DÉVELOPPEMENTS COMPLÉMENTAIRES DU PROCÉDÉ DE RI-		
	VETAGE . . . . .	39
5.1	Méthodologie . . . . .	39
5.1.1	Préformes . . . . .	39
5.1.2	Procédé de rivetage . . . . .	39
5.1.3	Caractérisation . . . . .	41
5.2	Résultats et discussions . . . . .	41
5.2.1	Fabrication des préformes . . . . .	41
5.2.2	Procédé de rivetage . . . . .	42
5.2.3	Propriétés mécaniques . . . . .	43
CHAPITRE 6 DISCUSSION GÉNÉRALE . . . . .		
6.1	Choix du procédé de fabrication de la préforme . . . . .	51
6.2	Développement du procédé de rivetage . . . . .	51
6.2.1	Rivetage par injection . . . . .	51

6.3	Chauffage résistif . . . . .	53
6.3.1	Analyse thermique . . . . .	53
6.3.2	Matrice du rivet . . . . .	53
6.3.3	Machine de rivetage . . . . .	53
6.3.4	Diamètre de perçage . . . . .	54
6.4	Microscopies . . . . .	55
6.5	Tests mécaniques . . . . .	56
CHAPITRE 7 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS . . . . .		57
RÉFÉRENCES . . . . .		58
ANNEXES . . . . .		62

## LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2.1	Propriétés de certaines matrices polymères. (N/A : non-applicable) .	6
Tableau 2.2	SP <sub>d</sub> tirées de la littérature et estimation d'une VP <sub>d</sub> . . . . .	9
Tableau 3.1	Requis techniques . . . . .	17
Table 4.1	Commingled yarns manufacturer properties . . . . .	28
Table 4.2	Pultrusion process parameters . . . . .	29
Table 4.3	Blank dimensions. $P_{dry}$ , $d_{dry}$ and $\Theta_{dry}$ are respectively the braid pitch, diameter and angle measures before the pultrusion. $P_b$ , $d_b$ , $\Theta_b$ , and $L_b$ are the braid pitch, diameter, angle, and length of the blank. The $V_f$ is calculated using the theoretical amount of carbon fibre used for the pultrusion process. 6 measurements were taken for each value . . . .	32
Table 4.4	Measured riveting process parameters. All means and standard deviations measured using 6 rivets were used for each of the architectures, and one for the temperature . . . . .	32
Table 4.5	Static joint strength of 100° flush shear head of some aerospace grade fastener in a machine-countersunk sheet in comparison with the TPC riveted joint . . . . .	37
Tableau 5.1	Résumé des préformes fabriquées . . . . .	40
Tableau 5.2	Configurations de rivets fabriquées . . . . .	40
Tableau 5.3	Préformes fabriquées. Les paramètres sans écart-type sont estimés . .	42
Tableau 5.4	Température maximale du joint lors du rivetage. (N/D : Non-déterminé)	43
Tableau A.1	Application sur SLB-PA fabriqué en utilisant 4 filières de pultrusion ( $n=4$ ) . . . . .	62
Tableau A.2	Évaluation de la géométrie d'une tresse imprégnée par pultrusion . .	63

## LISTE DES FIGURES

Figure 1.1	Vue interne d'un démonstrateur de fuselage en composite du Boeing 787. © C. Boffoli, 2007 [1]. Reproduit avec permission . . . . .	2
Figure 2.1	Méthode générale d'installation du rivet décrite dans le brevet de Bombardier. © Bombardier, 2015 [2]. Reproduit avec permission . . . . .	10
Figure 2.2	(a) Exemple de machine de tressage de corde (KBL24-1-110, Xuzhou Henghui Braiding Machine Company, LTD). (b) Exemple de tresse faite avec des fibres mélangées de fibres de carbone et de filaments de thermoplastiques (TP) . . . . .	11
Figure 2.3	La spirale à gauche représente la trajectoire du fil autour de l'axe central de la tresse, le long d'une tresse unitaire. À droite, la vue déroulée permet de constater la relation entre les différents paramètres de la tresse	12
Figure 2.4	Exemple de ligne de pultrusion thermoplastique . . . . .	13
Figure 3.1	Vue isométrique de la solution proposée . . . . .	18
Figure 3.2	Moule séparable conçu pour extraire le rivet du joint. La vue représente le moule partiellement ouvert permettant de mettre en forme un rivet. Le rivet n'est pas représenté . . . . .	19
Figure 3.3	Module de chauffage de la machine de rivetage . . . . .	20
Figure 3.4	(a) Configuration du joint recommandée par la norme NASM1312-4. (b) Représentation du montage à 2 rivets utilisée pour réaliser le test. Les flèches rouges représente la direction de déplacement de mords. (c) Représentation du montage du test en traction du rivet. Les flèches rouges représentent la direction du chargement. Deux pas de temps arbitraire sont représentés, afin de visualiser l'évolution de la déformation dans le temps . . . . .	21
Figure 4.1	Riveting process sequence (a) Main tooling parts (b) CSKH formation step (c) Bucking tool opening step (d) CYLH formation step . . . . .	27
Figure 4.2	(a) Schematic view and typical dimensions of a braided blank where $d_b$ is the blank diameter, $L_b$ is the blank length and $P_b$ is the braid pitch. (b) Schematic view and typical dimensions of a braided rivet where $d_s$ is the shank diameter and $L_r$ is the total rivet length. The $z$ axis is in the longitudinal direction and the $r$ axis is the radial direction. All dimensions are in mm . . . . .	30
Figure 4.3	(a) Example of UD rivet (b) Example of CFRP riveted joint . . . . .	33

Figure 4.4	Process parameters variation during the riveting. (a) Evolution of the riveting performance. (b) The temperature measured in the laminates in comparison with the epoxy $T_g$ (c) Variation of the electrical resistance. For (a) and (c) 6 rivets were used to measure each values, and one for the (b) . . . . .	34
Figure 4.5	Blank and rivet morphologies (a) SLB blank (b) SLB rivet (c) UD blank (d) UD rivet. Note the fiber and resin flash in the thermocouple drilled hole between the two laminates . . . . .	35
Figure 4.6	Mechanical behaviour of one rivet during a Lap Joint Shear test of TPC rivet according to NASM1312-4 standard for a shank size of 5 mm. Error bars are calculated on an average of three tests . . . . .	36
Figure 5.1	Qualité de l'imprégnation de la tige de UD-PEEK. © V. Fortier, 2017 [3]. Reproduit avec permission . . . . .	42
Figure 5.2	Comportement mécanique d'un rivet durant un test de cisaillement simple recouvrement, selon la norme NASM1312-4. La rigidité initiale du joint est affichée avec ses bornes d'erreurs. Les barres d'erreurs sont calculées sur une moyenne de trois tests . . . . .	44
Figure 5.3	Exemple de défaillance en matage autour des rivets. Déformation elliptique du trou dans le sens vertical dû à la force de cisaillement. Le diamètre du perçage est de 5 mm . . . . .	45
Figure 5.4	(a) Coupe transversale de UD-PA-SS-A-4.8. © V. Fortier, 2017 [3]. Reproduit avec permission. (b) Coupe transversale de UD-PA-CFRP-A-5.0, voir section 4.4.3 . . . . .	46
Figure 5.5	Comportement mécanique d'un rivet durant un test de traction, selon la norme NASM1312-8. La rigidité initiale du joint est affichée avec ses bornes d'erreurs. Les barres d'erreurs sont calculées sur une moyenne de cinq tests . . . . .	47
Figure 5.6	Résistance en cisaillement et en traction des différents joints rivetés en TPC. Une ligne comparative permet de tracer la résistance en cisaillement d'un joint riveté en aluminium (rivet 7075-T73 et joint en Clad 7075-T6) . . . . .	47
Figure 5.7	Résistance en cisaillement spécifique des différents joints rivetés en TPC. Deux autres lignes permettent de présenter la résistance spécifique du joint en précédent en aluminium et d'un joint avec un boulon en titane (boulon STA Ti 6AL-4V et joint en Clad 7075-T6) . . . . .	48
Figure 5.8	Rigidité en cisaillement et en traction des différents joints . . . . .	49



Figure 6.1	Séquence de rivetage par injection proposée initialement dans le projet. © Bombardier, 2015 [2]. Reproduit avec permission . . . . .	52
Figure 6.2	Exemple de montage de rivetage incluant deux tiges de formages [4] .	55

## LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

$\rho$	Masse volumique (kg/m <sup>3</sup> )
$\theta$	Angle de tressage ( <i>Braid Angle</i> )(°)
$\theta_b$	Angle de tressage après la pultrusion ( <i>Braid Angle after pultrusion</i> )(°)
$\theta_{dry}$	Angle de tressage avant la pultrusion ( <i>Braid Angle before pultrusion</i> )(°)
$A_f$	Aire d'une fibre (m <sup>2</sup> )
$A_{sup}$	Aire de sur-remplissage (m <sup>2</sup> )
CFRP	Composites de Polymère Renforcé de Fibre de Carbone ( <i>Carbon Fiber Reinforced Polymere Composite</i> )
CSKH	Tête chanfreinée ( <i>Countersunk Head</i> )
CYLH	Tête cylindrique ( <i>Cylindrical Head</i> )
$d$	Diamètre de la tresse ( <i>Braid Diameter</i> )(mm)
$d_b$	Diamètre de la préforme ( <i>Blank Diameter</i> )(mm)
$d_{dry}$	Diamètre de la tresse avant la pultrusion ( <i>Braid Diameter before pultrusion</i> )(mm)
$d_s$	Diamètre de la tige du rivet ( <i>Shank Diameter</i> )(mm)
HAZ	Zone Affectée Thermiquement ( <i>Heat Affected Zone</i> )
$L_b$	Longueur de la préforme ( <i>Blank Length</i> )(mm)
$L_r$	Longueur du rivet ( <i>Rivet Length</i> )(mm)
$L_{r,theo}$	Longueur du rivet théorique ( <i>Theoretical Rivet Length</i> )(mm)
LabSFCA	Laboratoire de Structures de Fibres et Composites Avancés
$n$	Nombre de filière de pultrusion
$n_f$	Nombre de fibres par toron
NAS	Norme aérospatial national ( <i>National Aerospace Standards</i> )
NSERC	Conseil de Recherche en Sciences Naturelles et Génie ( <i>Natural Sciences and Engineering Research Council</i> )
$P$	Pas de la tresse ( <i>Braid Pitch</i> )(mm)
$P_b$	Pas de la tresse après la pultrusion ( <i>Braid Pitch after pultrusion</i> )(mm)
$P_{dry}$	Pas de la tresse avant la pultrusion ( <i>Braid Pitch before pultrusion</i> )(mm)
$P_r$	Performance du procédé de rivetage ( <i>Riveting Process Performance</i> )(%)
PA	Polyamide
PEEK	Polyether ether ketone
PEI	Polyetherimide

PPS	Polysulfure de phénylène
PMC	Composites à matrice polymérique ( <i>Polymer-Matrix Composites</i> )
$S_f$	Surface de fibres (m <sup>2</sup> )
$S_m$	Surface de matrice (m <sup>2</sup> )
SLB	Tresse simple couche ( <i>Single Layer Braid</i> )
$SP_d$	Densité de puissance surfacique ( <i>Surface Power Density</i> )(W/m <sup>2</sup> )
T	Température (°C)
$T_g$	Température de transition vitreuse ( <i>Glass transition temperature</i> )(°C)
$T_m$	Température de fusion ( <i>Melting temperature</i> )(°C)
$T_p$	Température de procédé ( <i>Process temperature</i> )(°C)
TP	Thermoplastique
TPC	Composite à matrice thermoplastique ( <i>Thermoplastic Composite</i> )
TS	Thermodurcissable ( <i>Thermoset</i> )
TSC	Composites à matrice Thermodurcissable ( <i>Thermoset Composite</i> )
UD	Unidirectionnel
$V_f$	Taux volumique de fibre (%)
$VP_d$	Densité de puissance volumique ( <i>Volumetric Power Density</i> )(W/m <sup>3</sup> )
$z_{ram}$	Position de la tige de formage ( <i>Ram position</i> )(mm)

**LISTE DES ANNEXES**

Annexe A	ESTIMATION DES PROPRIÉTÉS GÉOMÉTRIQUES D'UNE TIGE IMPRÉGNÉE PAR PULTRUSION . . . . .	62
Annexe B	PROCÉDURE D'UTILISATION DE LA MACHINE DE TRESSAGE	64
Annexe C	PROCÉDURE D'UTILISATION DE LA MACHINE DE RIVETAGE	83

## CHAPITRE 1 INTRODUCTION

*Si une idée ne paraît pas absurde  
alors il n'y a aucun espoir qu'elle devienne quelque chose  
- Albert Einstein*

### 1.1 Contexte scientifique et industriel

Depuis les débuts de l'aérospatiale, le poids et la résistance des structures s'établirent comme l'un des principaux freins à l'évolution de cette industrie. Les premières armatures en bois furent vite remplacées par des structures métalliques [5]. Ce changement majeur a permis d'atteindre de plus hautes altitudes et de plus grandes vitesses. Traditionnellement, les parties structurelles de l'avion sont principalement fabriquées en aluminium. Ce matériau fut choisi pour ses hautes propriétés spécifiques mesurées en fonction de sa masse volumique.

Durant les années 60, les matériaux composites commencent à faire leurs preuves pour des applications structurelles d'avions militaires. L'un des plus utilisé par le secteur aérospatial est le CFRP. Son intégration sur des avions militaires, et par la suite sur les avions commerciaux, fait du secteur aérospatial l'un des principaux acteurs du développement des matériaux composites. De nos jours, les matériaux composites sont inclus dans la fabrication de plusieurs modèles d'avions commerciaux comme le 787 *Dreamliner* de Boeing, le A350 de Airbus et la C Series de Bombardier [6–8]. La figure 1.1 présente un démonstrateur de fuselage en composite du Boeing 787. Cette figure démontre l'absence des structures en aluminium qui ont été remplacées par des matériaux composites dans la fabrication de certains composants structurels.

Plus de 50 % de la masse structurelle du Boeing 787 et du Airbus A350 vient de pièces fabriquées en matériaux composites. Ce nombre n'a cessé de croître au cours des dernières années. Ce type de matériau présente un avantage par rapport à l'aluminium au niveau de ses propriétés spécifiques. De plus, sa fabrication sur mesure permet d'adapter le matériau composite au chargement mécanique de la pièce. Par contre, le développement de nouvelles technologies pour fabriquer, assembler et réparer des structures est nécessaire afin d'assurer la mise en service à long terme de nouveaux appareils plus légers, propres et sécuritaires.



Figure 1.1 Vue interne d'un démonstrateur de fuselage en composite du Boeing 787. © C. Boffoli, 2007 [1]. Reproduit avec permission

## 1.2 Définition de la problématique

Contrairement à l'aluminium utilisé en abondance dans l'aérospatiale, les matériaux composites à matrice thermodurcissable ne peuvent se déformer plastiquement pour accommoder un chargement mécanique élevé. L'utilisation de rivets métalliques n'est pas recommandée, puisque que la force appliquée pour les déformer risque d'endommager la matrice des pièces à joindre en composite. Le collage structural est une technique de liaison nécessitant une colle pour joindre deux composantes. Cette méthode n'est pas acceptée par les autorités de certification des aéronefs, dû à l'absence de méthodes d'inspection du joint étant non-destructives fiables [9]. Les structures des avions actuels sont donc assemblées avec de lourds boulons en titane. Avant boulonnage, la qualité du perçage des pièces devient capitale pour éviter l'amorce de fissures et le décollement des couches du laminé, ce qui entraîne des coûts supplémentaires [2]. Aussi, la précision de positionnement de plusieurs perçages adjacents permet d'éviter un chargement non-uniforme sur chaque boulon. Cette non-uniformité est aussi présente au niveau des coefficients d'expansion thermique. Une différence trop importante augmente le risque de fatigue thermique. Le joint devient alors plus difficile à analyser. Afin d'empêcher la pénétration de l'eau, le joint boulonné doit être scellé. Finalement, les boulons métalliques sont des conducteurs électriques qui menacent le blindage électromagnétique de l'avion. Ils offrent des chemins préférentiels pour la pénétration de la foudre à l'intérieur de l'avion ou des réservoirs d'essence.

### 1.3 Solution étudiée et objectifs

Une technologie d'assemblage avec des rivets en composites à matrice thermoplastique a été développée en collaboration avec Bombardier [2]. Une tige imprégnée, appelée préforme, est déformée par chauffage au cours d'une opération de moulage in situ. Cette approche réduit les requis de précision des trous, puisque le rivet s'adapte aux composants à assembler. La similarité des matériaux offre une solution aux problèmes de corrosion, de différence d'expansion thermique et de blindage électromagnétique. Afin de rendre l'arrangement de la microstructure du rivet répétable dans une perspective industrielle, la technique de rivetage a été automatisée. Le but des recherches présentées dans ce document est de développer un procédé de mise en forme d'un rivet en composite offrant des propriétés mécaniques élevées. Les résultats ont été comparés à deux solutions utilisées actuellement dans le domaine aérospatial : les rivets en aluminium et les boulons en titane. Dans l'optique d'une utilisation par l'industrie aérospatiale, l'objectif est de proposer une attache composite présentant une résistance spécifique supérieure aux technologies établies.

Quatre objectifs spécifiques ont été énoncés :

1. Développer une méthode de fabrication de la préforme du rivet ;
2. Concevoir un procédé de rivetage ;
3. Fabriquer une machine de rivetage automatisée ;
4. Mesurer les propriétés mécaniques des joints rivetés.

### 1.4 Organisation du mémoire

Le présent mémoire est organisé en cinq chapitres présentés dans la liste ci-dessous :

1. Chapitre 2 : Mise en contexte de la problématique et du procédé de rivetage à l'aide d'une revue critique de la littérature. Explication des divers concepts utilisés menant à la création de procédé de rivetage ;
2. Chapitre 3 : Mise en contexte et démarche entreprises afin d'atteindre les objectifs spécifiques ;
3. Chapitre 4 : Article : *Fastening Composite Structures using Thermoplastic Composite Rivets* soumis au journal *Composites Science and Technology* ;
4. Chapitre 5 : Présentation de résultats complémentaires comparant diverses méthodes et architectures de rivet.
5. Chapitre 6 : Discussion critique du projet, des apports, limites et perspectives.

## CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

Dans ce chapitre, une revue de la littérature mettant en contexte la problématique du présent projet de recherche est présentée, afin de mettre en avant les aspects clés des composites à matrice thermodurcissable et thermoplastique. Par la suite, les méthodes d'assemblage des structures composites sont présentées, afin de définir les assemblages mécanique, le collage structurel et le soudage thermoplastique. La proposition d'une nouvelle technique de rivetage utilisant des préformes de composite à matrice thermoplastique sera détaillée. Cette technique nécessite la présentation de deux procédés de fabrication : le tissage et la pultrusion thermoplastique.

### 2.1 Composites en aérospatiale

Les structures en matériaux composites sont généralement fabriquées à l'aide d'un renfort fibreux (fibre de verre, fibre de carbone, etc.) et d'une matrice (polymère, céramique, etc.). Dans le domaine aérospatial, il est courant d'utiliser une matrice époxy (thermodurcissable (TS)) renforcée avec de la fibre de carbone (CFRP) [5, 10]. Sa résistance élevée à la chaleur fait de l'époxy une matrice de choix pour la fabrication de structures hautes performances. D'autre part, de plus en plus de thermoplastiques (TP) sont utilisés pour leur haute résistance à l'humidité, leur haute résistance à l'impact, leur faible temps de procédé et leur très longue durée de conservation [11–14]. Les composites à matrice thermodurcissable (TSC) et les composites à matrice thermoplastique (TPC) sont davantage détaillés dans les prochaines sections.

#### 2.1.1 Composites à matrice thermodurcissable

Les matrices TSs sont constituées de chaînes de polymères réticulées. La réticulation est une réaction chimique au cours de laquelle des liaisons covalentes se forment entre des monomères. Cette réaction est irréversible et permet la formation de réseaux moléculaires tridimensionnels conférant aux TSs leurs propriétés mécaniques supérieures [5]. Avant la réaction, le TS est sous forme liquide. Afin de créer le composite, un processus d'imprégnation du renfort est nécessaire. L'une des techniques de fabrication des CFRPs souvent utilisée en aérospatial est le moulage en autoclave d'un renfort pré-imprégné [5, 15]. La pré-imprégnation du renfort avant le laminage dans le moule permet d'assurer une qualité et répétabilité des composants moulés.



À haute température, la structure moléculaire des polymères se dégrade et leurs propriétés mécaniques décroissent de manière irréversible [5, 16]. La température minimale associée à cette perte de propriétés est la température de transition vitreuse ( $T_g$ ) [5]. La  $T_g$  d'un époxy utilisé en aérospace se situe dans les environs de 180 °C. Cette propriété sert de référence pour déterminer la température maximale d'utilisation de la structure.

### 2.1.2 Composites à matrice thermoplastique

Comme les TSs, les TPs sont aussi constitués de chaînes moléculaires. Cependant, contrairement aux chaînes moléculaires de TS, elles ne sont pas réticulées [5]. Les chaînes moléculaires des TPs peuvent s'organiser selon deux types d'architecture : amorphe ou cristalline. Dans une phase amorphe, les molécules sont entremêlées, et ne présentent pas d'organisation particulière. Cette phase présente une température caractéristique, appelée  $T_g$ , au delà de laquelle les chaînes moléculaires peuvent glisser les unes par rapport aux autres. Dans une phase cristalline, les molécules sont organisées de façon régulière, et forment des lamelles cristallines. Cette phase présente aussi une température caractéristique appelée  $T_m$ , au delà de laquelle les lamelles perdent leur structure organisée. S'il est impossible de former des polymères purement cristallins, il est possible d'avoir des polymères purement amorphes. Ces deux phases peuvent aussi cohabiter et former des polymères semi-cristallins. La viscosité des matériaux polymères diminue avec l'augmentation de la température, afin d'obtenir des viscosités utilisables par les procédés de fabrication, il est nécessaire de chauffer jusqu'à la température de mise en forme supérieure à la  $T_g$  et à la fusion des cristaux. Cette température est notée  $T_p$ .

Les TPCs de grade aérospace sont fabriqués avec des TPs ayant de hautes performances, comme le polysulfure de phénylène (PPS), le polyetherimide (PEI) et le polyether ether ketone (PEEK). Leurs propriétés mécaniques sont similaires aux matrices TSs et ils résistent aux grands écarts de température du vol. Le tableau 2.1 présente pour quelques polymères leur  $T_g$ , leur température de fusion ( $T_m$ ), leur température de procédé ( $T_p$ ) et leur viscosité. La viscosité des TPs à leur  $T_p$  est de 3 à 4 ordres de grandeurs supérieurs à l'époxy. Cette propriété complexifie l'imprégnation des renforts fibreux, car de plus grande force d'imprégnation sont requises [15, 17].

Grâce à l'absence de polymérisation, les procédés de mise en forme des TPCs permettent de produire des pièces à une cadence plus élevée que les TSs. La fabrication de composites TP peut se faire à partir de différents précurseurs. Ces précurseurs permettent d'atteindre des temps de production plus faibles que ceux des TSs malgré la haute viscosité du TP [15].

- L'utilisation d'un ruban pré-imprégné permet d'avoir une excellente consolidation initiale, mais se fait au détriment de la flexibilité du renfort. Il peut être utilisé pour des

Tableau 2.1 Propriétés de certaines matrices polymères. (N/A : non-applicable)

Matrice	Type	$T_g$ (°C)	$T_m$ (°C)	$T_p$ (°C)	Viscosité à $T_p$ (Pa s)
Époxy [15]	TS	180	N/A	25	0.5
PA6 [18]	TP (Semi-cristallin)	60	220	230-290	300
PEI [18]	TP (Amorphe)	217	N/A	280-400	350
PEEK [15]	TP (Semi-cristallin)	143	343	380-390	1000

procédés de placement de rubans ou de pultrusion de filaments unidirectionnels (UD).

- Un fil mélangé combine intimement des filaments de carbone et de TPs. Son utilisation permet de diminuer grandement la distance d'imprégnation du renfort et permet de garder la flexibilité du textile. Cependant, le procédé de mélange endommage les filaments de carbone [19].
- Un fil parallèle hybride sont un assemblage côte-à-côte de fils multi-filaments de carbone et de TPs. Sa distance d'imprégnation est plus grande que le fil mélangé, mais permet un plus grand éventail de combinaisons.

Les précurseurs mélangés et parallèles hybrides permettent de les manipuler pour être tissés ou tressés. [20, 21].

## 2.2 Méthodes d'assemblage des structures CFRP

Les structures aérospatiales en CFRP consistent souvent en un assemblage de plusieurs pièces. Le choix d'une bonne méthode d'attache est donc nécessaire, car elle est déterminante dans la bonne tenue mécanique de la pièce [9, 11, 17, 22–26]. L'utilisation d'assemblage, bien qu'ajoutant une étape de conception, est aujourd'hui nécessaire dans la fabrication des avions, en effet :

1. Le procédé de fabrication peut limiter les dimensions de la pièce à fabriquer ;
2. Le procédé de fabrication peut limiter les configurations et les formes de pièces possibles à fabriquer ;
3. Un désassemblage est nécessaire pour l'inspection à l'assemblage et durant sa vie utile ;
4. Un désassemblage est nécessaire pour les réparations ;
5. Un désassemblage est requis pour le transport de pièces entre les usines.

Plusieurs méthodes d'assemblage existent, mais seulement quelques unes peuvent être appliquées au secteur aérospatial. Les principales méthodes de joints utilisées pour les matériaux composites sont l'assemblage mécanique, le collage structurel et le soudage thermoplastique.

Ces méthodes seront définies dans les sections suivantes. De plus, la proposition d’une nouvelle méthode de rivetage thermoplastique sera présentée.

### 2.2.1 Assemblage mécanique

L’assemblage mécanique consiste à lier deux composants à l’aide d’une attache. Entre autres, cette attache peut prendre la forme d’un boulon ou d’un rivet [14, 22, 25, 26]. Lorsqu’il est question de CFRP, la force appliquée sur le rivet en métal lors de sa mise en forme risque d’endommager la structure. Le rivetage à l’aide de rivets en métal est donc inapproprié. Contrairement aux métaux, la matrice TS polymérisée n’est pas ductile. Lors d’un chargement trop élevé, les composants liés ne se déformeront pas plastiquement. Il y aura plutôt des amorces de fissurations et du dommage [5, 10, 22, 25, 26]. Des normes permettent de définir le chargement acceptable d’un joint. Ces valeurs, déterminées statistiquement, permettent d’optimiser la structure en terme de masse, tout en gardant une marge de sécurité sur sa résistance [22, 27].

Le requis de précision du perçage doit être très élevé, afin d’assurer une distribution uniforme du chargement sur le joint [25, 26]. Si l’un des boulons est mal positionné, il pourrait transmettre une charge plus élevée que celle pour laquelle la structure est dimensionnée entraînant une défaillance locale du joint autour du boulon. Il est donc important d’avoir un bon ajustement et positionnement du trou. Idéalement, le boulon doit épouser parfaitement le trou percé dans chaque composant. Il n’est cependant pas possible actuellement d’atteindre une telle précision sans induire des coûts de fabrication supplémentaires.

### 2.2.2 Collage structurel

Le collage structurel est une méthode d’assemblage qui consiste à joindre deux composants à l’aide d’un matériau adhésif, généralement un époxy [9, 28, 29]. Cette technique permet de diminuer le poids des structures, leur coût de fabrication et d’augmenter la tolérance au dommage du joint. L’utilisation de joints collés dans l’industrie nécessite cependant la mise en place de moyens complexes, afin de s’assurer de l’absence de contaminants dans le joint. Cette technique demande un long cycle de polymérisation ralentissant la vitesse de production. Il est alors impossible de désassembler une pièce collée sans causer de dommages structurels. Enfin, ce type de joint peut être très difficile à inspecter [9, 11, 30]. La colle étant efficace principalement en cisaillement, le design doit être adapté afin de minimiser les efforts hors plan. Ainsi, cette technique peut demander une conception sur-dimensionnée pour des applications critiques en aérospatial. Ces designs vont, par exemple, inclure des boulons en métal, afin de minimiser le risque de défaillances en arrachement [28].

### 2.2.3 Soudage thermoplastique

Le soudage des TP est une technique qui consiste à joindre deux composants par fusion. Une source d'énergie externe permet de chauffer la matrice des composants au dessus de son point de fusion. Une force de compaction est ensuite appliquée sur les composants pour favoriser l'écoulement du TP afin de créer le joint [17, 30]. Cette technique permet de diminuer le temps de procédé, de diminuer les requis de traitement de surface et d'éliminer le besoin de perçage. Pour chauffer la matrice, généralement trois méthodes sont favorisées : l'induction, l'ultrason et le chauffage résistif. Ces techniques de soudage sont présentées dans les prochaines sections.

#### Induction

L'induction est un phénomène électromagnétique qui consiste à générer un courant de Foucault dans un matériau conducteur à l'aide du champ magnétique [30, 31]. Cette bobine est soumise à un courant alternatif ayant une fréquence de 200 à 1000 kHz. Le courant de Foucault généré permet de produire de la chaleur par effet Joule. L'effet Joule est une génération de chaleur produite par le passage d'un courant électrique dans un matériau conducteur. Le soudage par induction est généralement utilisé en déplaçant une bobine électrique générant un champ magnétique traversant le joint. Cette méthode permet un chauffage localisé et un soudage continu. La géométrie de la bobine électrique a un impact très important sur l'uniformité de la génération de chaleur. En effet, s'assurer de l'uniformité du champ magnétique permet de garantir l'uniformité du chauffage.

#### Ultrason

Une excitation vibratoire à haute fréquence permet une génération de chaleur interne au matériau [17, 30]. Une sonotrode est mise en contact avec le joint et génère une excitation ondulatoire avec une fréquence se trouvant généralement entre 10 et 70 kHz et une amplitude entre 10 et 100  $\mu\text{m}$ . Cette excitation permet de faire fondre le TP des composants et de les fusionner localement et rapidement (2-3 s). De plus, comme pour l'induction, il est possible de déplacer la sonotrode le long d'un parcours pour réaliser un joint continu [32].

Il est possible de joindre par ultrason un TSC avec un TPC [33, 34]. Un TP sous forme de feuille peut être inclus dans le laminé lors de la fabrication du TSC. Moorlegheem *et al.* [34] ont utilisé avec succès du PEI comme lien entre un TPC de PEEK et un TSC d'époxy dû à la compatibilité du PEI avec les deux matrices [35]. Lorsque la température de fusion du TP est élevée, comme pour le PEEK, un temps de procédé très court (460 ms) est nécessaire, afin d'éviter de dégrader la matrice TS [33].

## Chauffage résistif

Le chauffage résistif utilise la conductivité électrique d'un élément chauffant afin de générer de la chaleur par effet Joule [11, 12, 17, 30, 36, 37]. Cet élément chauffant peut être constitué d'un grillage de métal ou de fibre de carbone placé entre les composants à joindre. Contrairement aux métaux, la fibre de carbone perd une partie de sa résistance lorsqu'elle est chauffée. Cette diminution peut s'élever jusqu'à 16 % de sa résistance initiale, à 340 °C [11, 38, 39]. Aussi, un tissé aura une meilleure distribution de température que de la fibre UD [38]. Afin de transférer le courant à la fibre, une méthode d'attache minimisant la résistance de contact est nécessaire pour éviter les pertes inutiles dans le circuit [11, 38, 40]. Il est recommandé d'appliquer le contact électrique sur de la fibre non-imprégnée, pour éviter un chauffage non-uniforme [11, 13, 40].

Généralement, la méthode de joint par chauffage résistif de la fibre de carbone s'applique pour un élément chauffant qui est constitué d'une couche de tissé ou de fibres unidirectionnelles [11, 12, 38]. La puissance électrique s'exprime en densité de puissance surfacique ( $SP_d$ ). Pour éviter une dissipation de chaleur ou un gradient de température trop important dans l'élément chauffant, il est recommandé d'utiliser une  $SP_d$  entre 75 et 130 kW/m<sup>2</sup>. Cette valeur représente la quantité de puissance électrique fournie à une unité de surface d'élément chauffant. En revanche, si on veut chauffer une préforme 3D, il faut utiliser une densité de puissance volumique ( $VP_d$ ). Puisqu'aucune valeur de  $VP_d$  n'a été trouvée dans la littérature, une conversion des valeurs utilisées dans des articles scientifiques a été faite. Le tableau 2.2 présente des valeurs de  $SP_d$  tirées de la littérature. Les valeurs de  $VP_d$  ont été estimées à partir de l'épaisseur de l'élément chauffant de fibres de carbone.

Tableau 2.2  $SP_d$  tirées de la littérature et estimation d'une  $VP_d$

Article	Matrix	$SP_d$ (kW/m <sup>2</sup> )	$VP_d$ (MW/m <sup>2</sup> )
Hou <i>et al.</i> [12]	PEI	118	169
Ageorges <i>et al.</i> [38]	PEI	103	147

### 2.2.4 Rivetage TPC

Cette nouvelle technique d'assemblage de structures CFRP a été inventée et brevetée par Bombardier [2]. La figure 2.1 présente la méthode de fabrication générale de ce rivet. Les trois premières images représentent une séquence de rivetage proposée dans le brevet. La quatrième image représente une géométrie alternative du rivet utilisant une tête chanfreinée (32A, figure 2.1). Cette géométrie de tête permet l'assemblage de surface aérodynamique.

Cette technique consiste à déformer une préforme imprégnée (10, figure 2.1) directement dans un joint en CFRP (26 et 28, figure 2.1) pour créer un rivet (32, figure 2.1). Une des méthodes proposées pour chauffer le rivet dans le joint consiste à utiliser un outillage chauffant (36 et 38, figure 2.1) en contact avec la préforme. Cependant, avec cette méthode de chauffage, le temps nécessaire pour atteindre la  $T_p$  peut être long à cause de la dissipation thermique dans le joint. Cette longue étape de chauffage risque d'endommager la matrice TS du CFRP si la chaleur dissipée augmente la température du joint au-delà de la  $T_g$ . D'autres méthodes de chauffage, comme le chauffage par effet joule, pourraient être essayées.

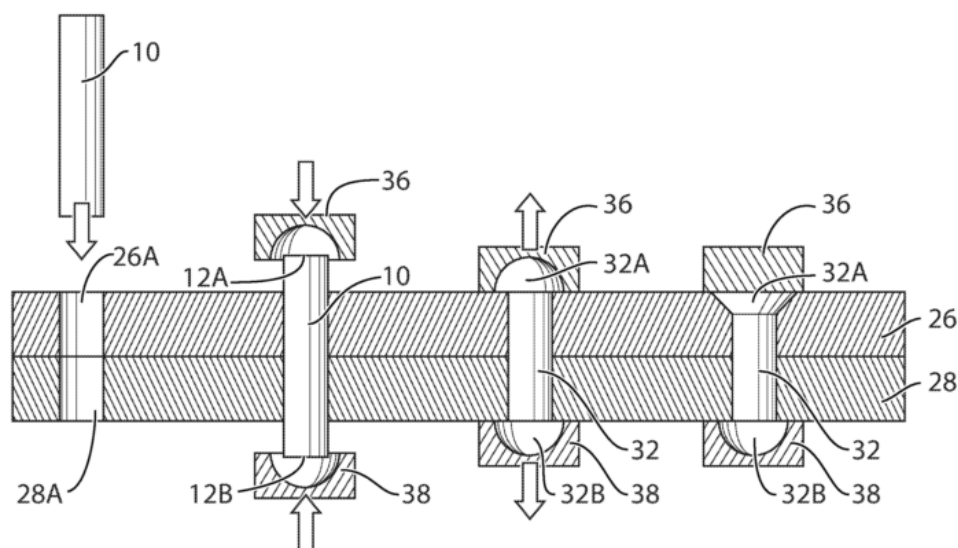


Figure 2.1 Méthode générale d'installation du rivet décrite dans le brevet de Bombardier. © Bombardier, 2015 [2]. Reproduit avec permission

Selon la méthode proposée par Trudeau *et al.* [2], la préforme est renforcée à l'aide d'une architecture tressée, ceci permettant hypothétiquement de limiter le flambement des filaments lors d'une compression. Par ailleurs, le brevet propose aussi l'hypothèse de meilleures propriétés en cisaillement du rivet lors de l'utilisation d'une préforme tressée par rapport à une préforme UD.

## Tressage

Le tressage est un procédé de fabrication textile dont l'automatisation fut développée pour l'industrie des cordages et des lacets. Cette technique fut par la suite adaptée aux matériaux composites afin de fabriquer des préformes de fibres techniques, comme par exemple la fibre de carbone. La figure 2.2a présente un exemple de machine de tressage à lacet utilisée pour la fabrication de préforme tressée en matériaux composites. Un exemple de tresse est montré à

la figure 2.2b. Ce procédé est utilisé pour fabriquer des tresse biaxiales ou triaxiales [41, 42]. Une tresse biaxiale fait intervenir uniquement des croisements de fils, tandis qu'une tresse triaxiale intègre des fibres UD dans le sens de l'axe de tressage.

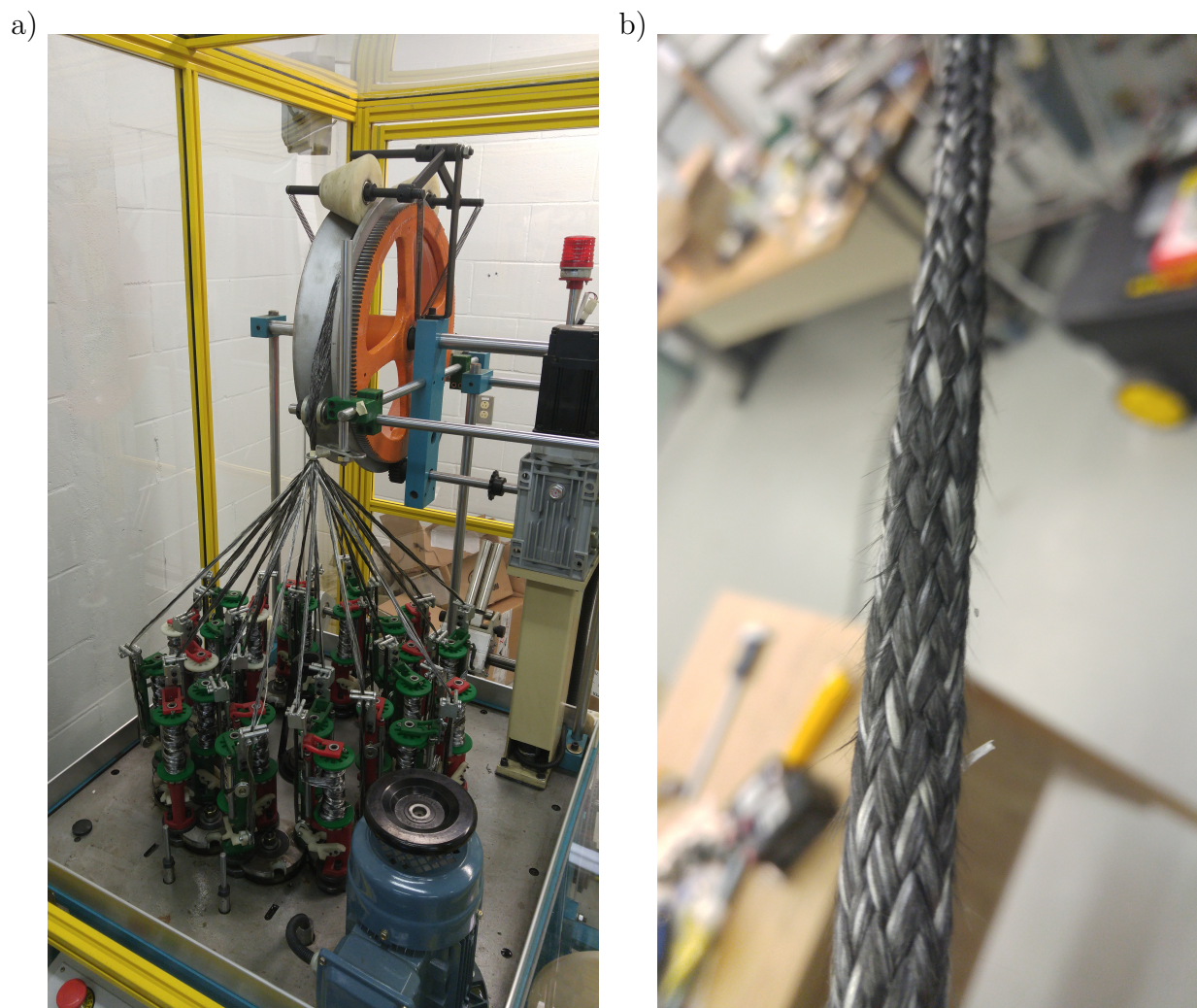


Figure 2.2 (a) Exemple de machine de tressage de corde (KBL24-1-110, Xuzhou Henghui Braiding Machine Company, LTD). (b) Exemple de tresse faite avec des fibres mélangées de fibres de carbone et de filaments de TP

Le tressage permet d'entrelacer des fils pour créer des croisements formant un angle de tresse ( $\theta$ ) [41, 43]. Par exemple, les fils de carbone commerciaux regroupent généralement 3000 (3K), 6000 (6K) ou 12000 (12K) filaments. Les fils sont entrelacés et enroulés autour d'un axe central pour former une spirale. Cette structure lui octroi ses propriétés mécaniques et morphologiques. L'architecture tressée bi-axiale permet d'augmenter la résistance et la rigidité en cisaillement d'une tige, comparativement à un arrangement UD [43]. La figure 2.3 schématise l'enroulement du fil dans une tresse tubulaire. Le pas de la spirale ( $P$ ) est

la distance le long de l'axe centrale pris par un fil pour compléter une révolution autour du diamètre de la tresse ( $d$ ). En créant une vue déroulée, il est possible de constater le lien des paramètres par l'équation 2.1.

$$\tan(\theta) = \frac{\pi d}{P} \quad (2.1)$$

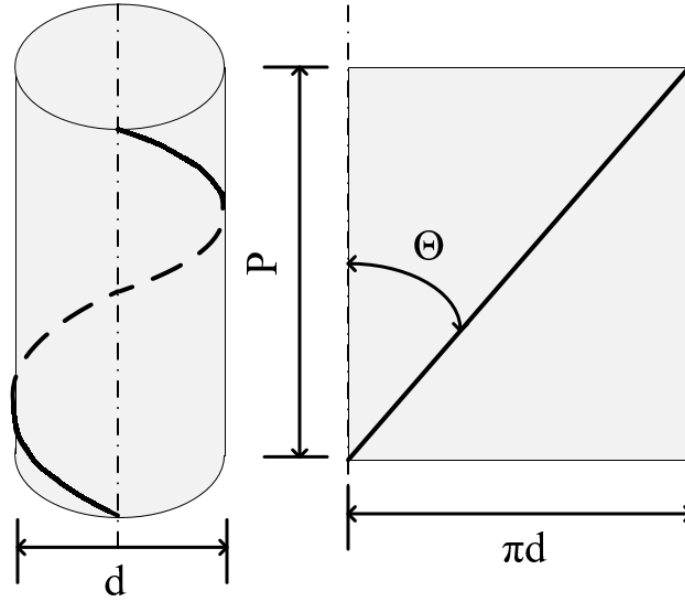


Figure 2.3 La spirale à gauche représente la trajectoire du fil autour de l'axe central de la tresse, le long d'une tresse unitaire. À droite, la vue déroulée permet de constater la relation entre les différents paramètres de la tresse

La figure 2.3 présente la capacité d'une tresse à s'allonger lorsque son diamètre diminue, puisque la longueur des fils dans la tresse reste toujours constante. En appliquant une force de traction, le diamètre va diminuer jusqu'à atteindre un angle d'équilibre compensant les forces de friction et de compaction entre les fibres. À l'inverse, si une force de compression est appliquée, le diamètre de la tresse va augmenter. Selon Trudeau *et al.* [2], cette caractéristique permet de produire des rivets qui s'adaptent à la forme du trou percé dans le CFRP.

### Pultrusion Thermoplastique

La pultrusion est un procédé de fabrication couramment utilisé pour produire des matériaux composites à section constante [15, 17, 20, 44, 45]. Le technique consiste à tirer sur le renfort en entraînant avec lui la matrice dans un tube convergent, appelé filière. La figure 2.4 représente un schéma d'une ligne de pultrusion utilisée pour la fabrication de tiges TPCs



pultrudées. Des précurseurs thermoplastiques tel que des fils mélangés (voir Section 2.1.2) sont enroulés sur des bobines et placés sur un cantre. Les fils sont ensuite acheminés dans un module de pré-chauffage. Cette zone permet d'augmenter la température du polymère près de sa  $T_m$ . Ensuite, la chaleur dégagée par les filières de pultrusion font fondre le polymère par conduction thermique. Une fois fondu, le polymère imprègne le renfort. Un surplus de polymère, appelé sur-remplissage, permet d'exercer une pression d'imprégnation dans la filière de pultrusion. Une chambre de vide peut être ajoutée, afin de retirer le maximum de gaz emprisonné dans la matrice chauffée au-dessus de sa  $T_p$  [45]. Par la suite, la tige imprégnée entre dans un module de refroidissement pour solidifier le TP et éviter la déconsolidation. Dans ce module, le TP est refroidi sous sa  $T_g$ . Le tout est entraîné par un module de traction qui applique la force sur la fibre. Ce procédé de fabrication en continu permettrait de produire rapidement des préformes imprégnées.

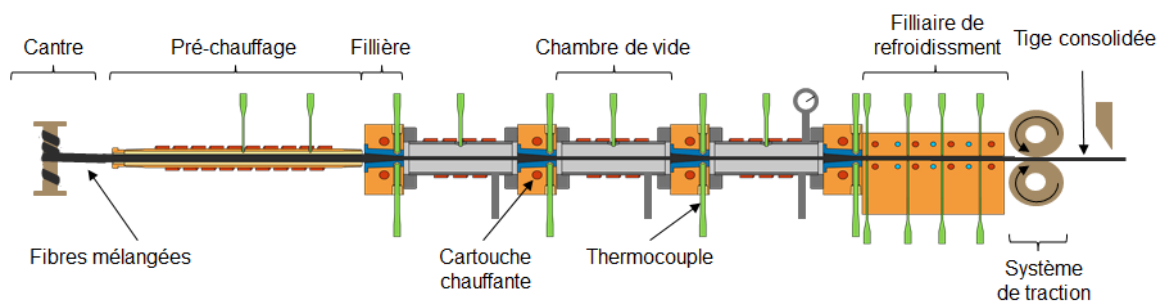


Figure 2.4 Exemple de ligne de pultrusion thermoplastique

Ce procédé permet d'être adapté afin d'utiliser une tresse [15, 46–48]. Les fibres mélangées peuvent être tressées préalablement à la pultrusion. Certains montages permettent de tresser durant le procédé. C'est-à-dire que le cantre est remplacé par une machine de tressage. Le changement d'architecture permet de fabriquer une tige avec les mêmes dimensions, mais de conférer des propriétés mécaniques différentes et potentiellement plus adaptées. À la connaissance de l'auteur de ce mémoire, il n'existe pas à ce jour d'étude utilisant des poutres pultrudées et tressées pour des applications de rivetage.

## CHAPITRE 3 DÉMARCHE ET TRAVAIL ACCOMPLI

Ce chapitre permet de présenter la démarche utilisée, afin d’atteindre chacun des objectifs du projets. Pour chaque objectif spécifique, une présentation de la démarche employée sera faite mettant en contexte la solution proposée. Finalement, une mise en contexte de l’article scientifique sera réalisée afin de situer les travaux au sein du projet.

### 3.1 Développement de la fabrication de la préforme

Ce projet a comme objectif principal de développer une méthode de fabrication utilisant un rivet en TPC. En se basant sur le brevet de Trudeau *et al.* [2], la fabrication d’un rivet doit être fait à partir d’une préforme en TPC. Cette préforme doit être bien imprégnée avant la mise en forme du rivet, afin d’obtenir les meilleurs propriétés mécaniques. La fabrication de la préforme est réalisée à l’aide du procédé de pultrusion présenté à la section 2.2.4. Ce procédé permet de fabriquer en continu une tige TPC ayant un diamètre constant. De plus, il permet l’imprégnation de plusieurs architectures de renfort, dont celles pertinentes au présent projet : UD et tressée.

Dans le cadre de ce projet, deux matrices TP sont utilisées afin de réaliser les préformes. Le PEEK est utilisé pour observer le potentiel mécanique du rivet. Cette matrice TP haute performance permet d’atteindre des propriétés mécaniques supérieures aux autres type de TP. Par contre, sa haute viscosité limite sa mise en forme. Le PA est utilisé en remplacement au PEEK, afin d’évaluer l’influence de la tresse sur le procédé de fabrication du rivet et les propriétés mécanique du joint, comparativement à une architecture UD.

La mise au point du système de pultrusion et la recherche des paramètres de fabrication du PEEK et du PA ont été réalisées par Félix Lapointe, étudiant du LabSFCA [45]. Le développement de la technique de tressage pour les renfort tressés a été développé dans le cadre de ce projet. La fabrication des préformes a été réalisée en collaboration avec Félix Lapointe.

### 3.2 Conception du procédé de rivetage

Le procédé de rivetage développé a des requis de fabrication précis. Il doit permettre la mise en forme de TP haute performance comme le PEEK. Ce thermoplastique a une température de mise en forme d’au moins 380 °C. Il est donc impératif que le procédé puisse générer suffisamment de chaleur afin de déformer la préforme en rivet. Toutefois, la dissipation de chaleur

dans le joint doit être limitée, afin de ne pas endommager la matrice TS des composants à joindre. Une génération de chaleur interne à la préforme est alors requise.

Le chauffage résistif a été choisi comme méthode de chauffage interne à la préforme. L'induction et l'ultrason ont aussi été étudiés. L'utilisation d'une sonotrode permet une génération de chaleur plus rapide que le chauffage résistif. Cependant, l'ultrason permet seulement une génération de chaleur sur une distance limitée localisée autour de la sonotrode. Dans ce contexte, la solution dispendieuse de la sonotrode a été considérée risquée et limitative. L'induction génère un chauffage par effet Joule dans tous les matériaux conducteurs à l'intérieur du champs magnétique. Ce phénomène ne permet pas d'assurer un chauffage direct de la préforme. La présence de fibre de carbone dans le CFRP des composants à joindre rend la mise en forme de la bobine beaucoup plus complexe. Contrairement à l'induction, le chauffage résistif par effet Joule permet de localiser le chauffage uniquement dans la préforme. En appliquant une différence de potentiel électrique à chaque extrémité de la préforme, il est possible de faire circuler un courant. Combiné avec la résistance de la fibre de carbone, une génération de chaleur sera produite et dissipée vers la matrice TP. Lorsque la chaleur dissipée dans la matrice TP est suffisante, la préforme pourra se déformer sous l'application d'une force de formage.

### **3.3 Fabrication de la machine de rivetage**

Le troisième objectif spécifique est de concevoir une machine pouvant réaliser la séquence présentée à la section 4.3.1. N'ayant aucun comparable dans l'industrie, la totalité du montage a été conçue et fabriquée. Cette section présente le cahier des charges et les détails de la solution fabriquée au cours de ce projet.

#### **3.3.1 Cahier des charges**

Le cahier des charges présente les besoins, les fonctions et les requis techniques de la machine de rivetage.

#### **Besoins**

Les besoins suivants ont été définis :

1. Automatisation : Suite au premier prototype de machine de rivetage de Bombardier, l'automatisation du procédé s'est avéré nécessaire. Ceci permet d'assurer une répétabilité de la séquence et des paramètres de fabrication ;

2. Modularité : Ayant aucun comparable, il faut concevoir une machine facile à modifier en cas de nécessité. Ceci permet de minimiser les coûts supplémentaires en cas d'erreur ;
3. Efficacité : La machine doit permettre de fabriquer un joint facilement et rapidement. Le but n'est pas de faire une comparaison du temps avec un procédé industriel. Il ne faut seulement pas complexifier trop la machine pour la rendre difficile d'utilisation ;
4. Sécurité : La conception doit minimiser les risques de chocs électriques, de brûlures et d'autres blessures liées à l'utilisation de la machine.

## Fonctions

Les fonctions définies pour la machine de rivetage sont :

1. Contrôler le chauffage de la préforme ;
2. Minimiser la dissipation de chaleur dans le joint ;
3. Contrôler la pression du rivetage ;
4. Minimiser le temps du procédé ;
5. Être sécuritaire.

## Requis techniques

Le tableau 3.1 présente une liste des requis techniques, de leur grandeur d'échelle et de leur précision requise. La température visée est au-dessus de la  $T_p$  du PEEK, afin d'assurer la fusion de toutes les matrices thermoplastique possible. La pression de consolidation a été définie à partir de la pression d'imprégnation recommandée pour du moulage par compression du PEEK mentionné dans Ye *et al.* [21]. Cette valeur est de 4 MPa. Un facteur de sécurité de 2.5 a été ajouté, afin d'éviter la déconsolidation de la préforme lors du rivetage. La mesure de position doit avoir une précision suffisante permettant de retracer le comportement de la préforme durant la formation du rivet. La puissance dissipée doit être suffisante pour mettre en forme la préforme. En utilisant les valeurs de la littérature présentées à le tableau 2.2, la puissance nécessaire a été estimée à 140 W pour une préforme en PEI. Un facteur de sécurité de 2.5 a été ajouté pour permettre l'utilisation du PEEK. Une faible tension (15 V) a été définie afin de minimiser les risques d'électrocution. Un budget maximal de 10 000 \$ a été défini, afin de concevoir et fabriquer la machine en 4 mois. Idéalement, les modifications potentielles devraient être incluses dans ce montant.

Tableau 3.1 Requis techniques

Requis	Valeurs visées
Appliquer une pression de consolidation	10 MPa
Contrôler précisément la position de la tige de formage	$60 \pm 0.1$ mm
Chauffer la préforme au-dessus de $T_p$	450 °C
Contrôler la puissance	350 W
Contrôler précisément la tension	$15 \pm 0.1$ V
Minimiser le temps de chauffage	10 min

### 3.3.2 Solution proposée

La figure 3.1 présente une représentation numérique de la machine de rivetage. L'actuateur linéaire est représenté en vert, le bâti de la machine en bleu, la base d'alignement des composants en orange et le module de formation du rivet en rouge. La machine mesure environ 500 mm de haut, 500 mm de profondeur et 300 mm de largeur.

#### Application de la force

Afin d'appliquer la pression de rivetage, deux solutions ont été étudiées en détails : l'actuateur linéaire et le vérin pneumatique. La vérin permettait une conception beaucoup plus simple. Par contre, il ne permettait pas de contrôler la position de la tige de formage. Un actuateur linéaire permet contrôler la position avec précision, mais il est beaucoup plus complexe à développer. Un actuateur linéaire (KK6010P200A1F1CS200) fabriqué par Hiwin a été choisi. Le fabricant fournissait un contrôleur compatible avec LabVIEW. Le design a été réalisé par Alvaro Ramirez, étudiant au doctorat en mécanique à Polytechnique Montréal.

#### Modularité du bâti

La bâti de la machine a été conçu utilisant des profilés carrés Misumi. Ce genre de profilé permet de facilement ajouter des éléments à la structure, sans avoir recourt à l'usinage ou au soudage. Cette solution a permis de facilement solidifier ou modifier la structure pour tester différent montage.

#### Base d'alignement

La base d'alignement permet de joindre différentes types de composants. Le but était d'offrir un espace de travail permettant de riveter des composants complexe. La figure 3.2 présente un moule séparable permettant de fabriquer un rivet. Il était ensuite possible d'extraire et

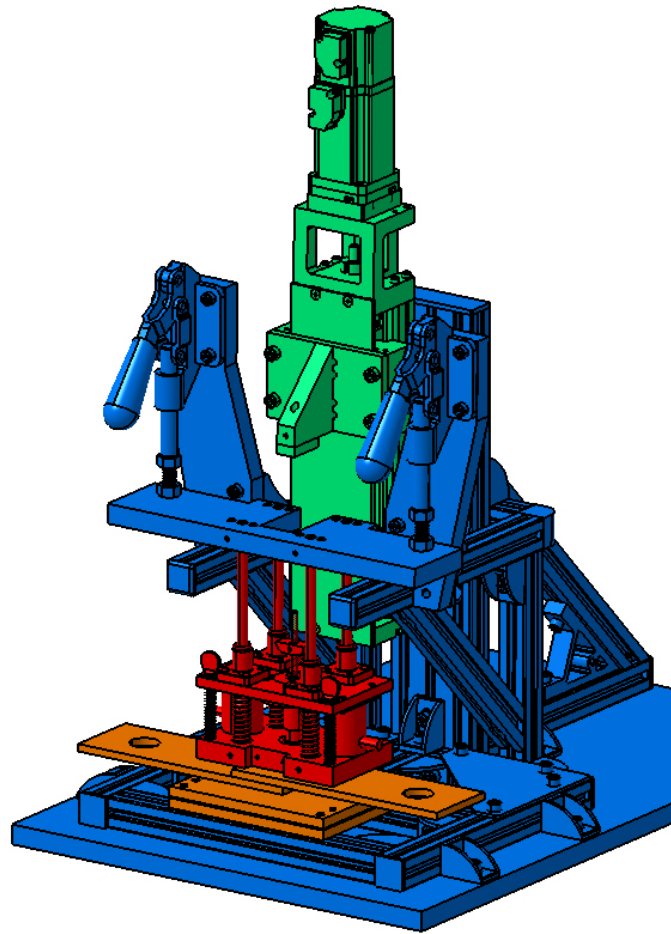


Figure 3.1 Vue isométrique de la solution proposée

d'observer le rivet sous microscope sans nécessité d'endommager les composants rivetés.

### Module de chauffage du rivet

La figure 3.3 présente les composants du module de chauffage de la machine de rivetage. La description des différents éléments est présentée à la section 4.3.1. La combinaison aimant-ressorts pour créer la tête cylindrique a été choisie afin de permettre le contrôle complet de la séquence de rivetage. Par contre, les électroaimants n'ont pas été asservis sur le montage utilisé jusqu'à maintenant par manque de temps. Un simple ajout d'un relais aurait permis de les asservir avec LabVIEW.

La puissance électrique fournie par la source de courant variable est branchée sur la tige de formage (borne positive) et en-dessous de la base isolée (borne négative). Une tige de

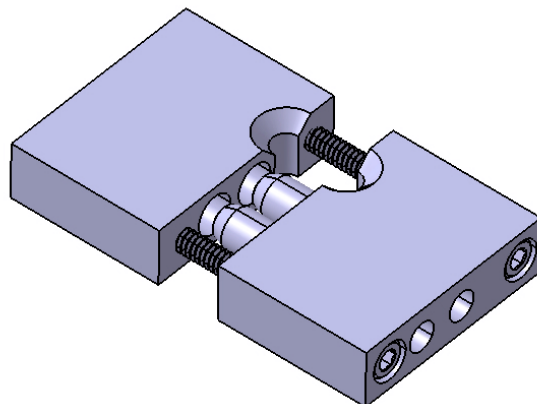


Figure 3.2 Moule séparable conçu pour extraire le rivet du joint. La vue représente le moule partiellement ouvert permettant de mettre en forme un rivet. Le rivet n'est pas représenté

laiton relie la surface inférieure du rivet à la partie inférieure de la base isolée. Ceci permet au courant de circuler dans le rivet. La source de courant est contrôlée à l'aide d'un système d'acquisition de données LabJack (DAQ). Le DAQ mesure la tension électrique à la sortie de la source. Un diviseur de tension permet de transposer la tension (0-15 V) en tension (0-5 V) qui peut être lu par le DAQ. Connaissant le différentiel de tension et la puissance nominale désirée, il est possible de calculer le courant circulant dans la préforme. La source permet de recevoir un signal analogique (0-5 V) pour contrôler la tension et le courant (voir manuel d'utilisation de 1902B, BK Precision). Cette valeur est envoyée par le DAQ et la puissance est donc constante dans la préforme.

### 3.4 Caractérisation des joints rivetés

La caractérisation des joints rivetés permet de comparer la propriété mécanique avec des joints similaires utilisés en aérospatial. Le comportement mécanique d'un joint composite est dépendant de l'attache, du laminé des composants, du mode de chargement et des conditions de tests. Afin d'avoir une base de comparaison avec des joints utilisés en aérospatial, des valeurs de résistance mécanique provenant du *Military Handbook : Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures* [27] ont été utilisées. Toutefois, ces valeurs sont uniquement pour des joints en aluminium rivetés ou boulonnés. Dans le cadre du projet, aucune valeur de résistance de joint en composite boulonné en titane n'a été utilisée comme base comparative. Malgré que ces résultats auraient été une meilleure base de comparaison, il nous était impossible de les réaliser.

De le but de comparer le comportement mécanique en cisaillement, la norme NASM1312-4

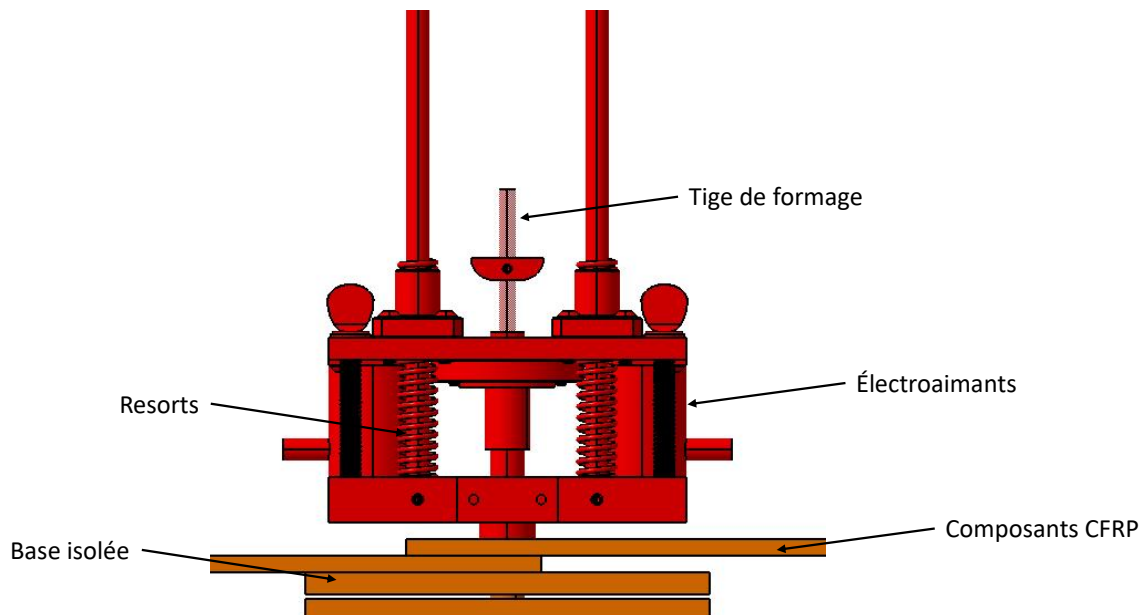


Figure 3.3 Module de chauffage de la machine de rivetage

est utilisée. Cette norme permet de déterminer la résistance ultime, la rigidité et la contrainte en fonction de la déformation du joint. Les propriétés mesurées sont propres à l'attache et aux composants du joint. Le montage utilisé est présenté à la figure 3.4a) et b). Une défaillance en cisaillement du rivet est nécessaire pour valider la résistance du rivet dans le joint. La norme propose une géométrie du joint (épaisseur et position des trous) qui permet d'assurer une défaillance en cisaillement du rivet.

Dans un joint riveté, le cas de chargement doit être en cisaillement, donc le rivet n'est pas conçu pour permettre une transmission du chargement en traction. Par contre, en cas de défaillance du joint, cette propriété peut s'avérer intéressante pour évaluer son comportement du joint. Dans le but de quantifier le potentiel en traction du rivet, la norme NASM1312-8 est utilisée. Cette norme permet de déterminer la résistance ultime, la rigidité et la contrainte en fonction de la déformation du joint. Contrairement aux joints boulonnés appliquant une force de serrage du joint, le joint riveté va se décoller lorsqu'un chargement en traction sera appliqué. Les propriétés mesurées sont donc propres à l'attache. Le montage utilisé est présenté à la figure 3.4c). Une défaillance en traction du rivet est nécessaire pour valider la résistance de la configuration du rivet dans le joint. La norme propose une géométrie du joint (épaisseur et position des trous) qui permet d'assurer une défaillance en traction du rivet.



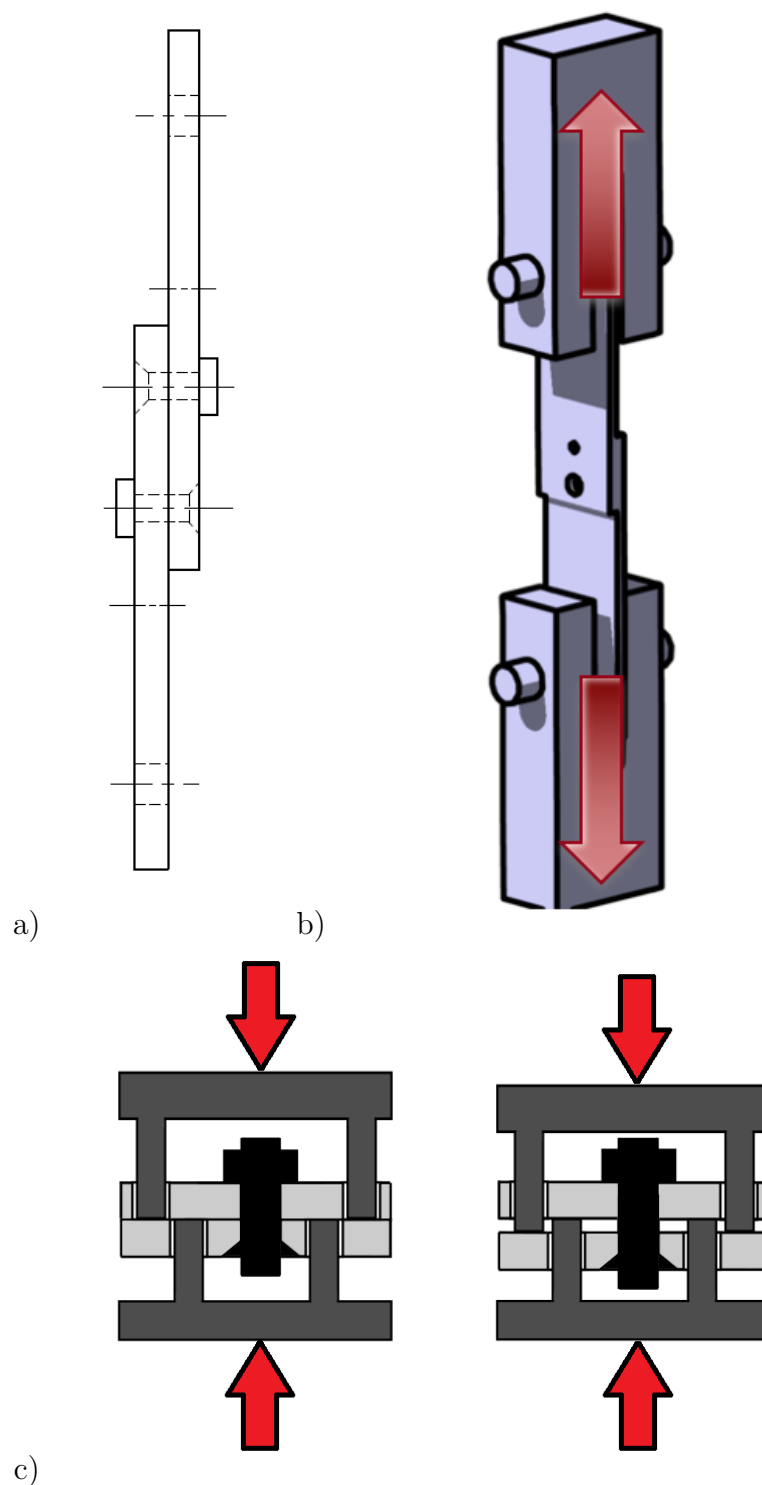


Figure 3.4 (a) Configuration du joint recommandée par la norme NASM1312-4. (b) Représentation du montage à 2 rivets utilisée pour réaliser le test. Les flèches rouges représente la direction de déplacement de mords. (c) Représentation du montage du test en traction du rivet. Les flèches rouges représentent la direction du chargement. Deux pas de temps arbitraire sont représentés, afin de visualiser l'évolution de la déformation dans le temps

### **3.5 Mise en contexte de l'article avec la recherche globale**

La méthodologie et les résultats du projet de recherche est présentés dans sa globalité au chapitre 5. L'article du chapitre 4 soumis au journal *Composites Science and Technology* le 31 octobre 2017 représente un résumé de la recherche et des résultats les plus significatifs.

## CHAPITRE 4 ARTICLE 1 : FASTENING COMPOSITE STRUCTURES USING BRAIDED THERMOPLASTIC COMPOSITE RIVETS

Vincent Fortier, Jean-Evrard Brunel et Louis Laberge Lebel

Soumis le 31 octobre 2017 au journal *Composites Science and Technology*

### 4.1 Abstract

To increase aircraft performance, composite materials are used for their high specific mechanical properties. These composite structures are currently joined using heavy titanium bolts. Titanium avoids galvanic corrosion between the fastener and the carbon fiber. This joining method is not ideal when considering its weight, thermal expansion, electrical conductivity and risk of unbalanced load distribution. To solve these problems, we propose here an innovative fastening technology using thermoplastic composite rivets formed directly in composite laminates. A rivet blank is heated above its melting temperature using Joule heating and is formed into the joint. The material similarity avoids the galvanic corrosion, the differential thermal expansion and the electromagnetic shielding hazard. To ensure a constant quality, the riveting process must be automated. A riveting machine was designed and manufactured. The riveting force, the ram displacement and the electrical power were controlled to ensure the joint quality. As a proof of concept, a polyamide matrix was used for its low melted viscosity and its cost-effectiveness. Also, two blank architectures were tested: 2D braid and unidirectional. The braided architecture showed superior manufacturing performance and repeatability. Lap shear joints were riveted in less than 40 seconds per rivet. Mechanical testing showed that the unidirectional riveted joint's ultimate shear strength was higher than typical aluminum riveted joints. Furthermore, its specific strength was higher than a titanium bolted joint. With these advantages, the technology could be developed and used in the next generations of lighter, cleaner and safer aircraft.

A. Polymer-matrix composites (PMCs) E. Braiding E. Joining E. Pultrusion

### 4.2 Introduction

Current joining methods for carbon fiber reinforced composites (CFRPs) increase the components' design complexity and decrease their mechanical properties in comparison with an integrated part without joints [9, 11, 22–24]. However, load-bearing joints remain mandatory

due to limitations of the manufacturing processes, the necessity to disassemble to inspect, the repairability, and the transportation between manufacturing and assembly sites. Adhesive bonding is challenging to control in an industrial environment due to the presence of contaminants, the process' long curing cycles time, the impossibility to be disassembled without damaging the adherents, and the difficulty to be inspected [9, 11, 30]. Therefore, metallic mechanical fasteners are widely used despite their many disadvantages [9, 11, 22, 30]. For instance, they have different thermal expansion coefficients from the surrounding CFRP structure, they can generate galvanic corrosion due to the material dissimilarity, and they are heavy. Their higher conductivity compared to the composite structure makes the metallic fastener a preferred electrically conductive pathway towards the inside of the aircraft in the event of a lightning strike, which could lead to potential safety threats.

The lack of ductility of CRFP is also problematic for fastening. When composite materials are exposed to localized limit loads, they cannot deform plastically near the application point while still maintaining the integrity of the structure; they will instead suffer microcracking and delamination [9, 22, 25]. Therefore, drilling accuracy and precision must be very high to ensure that the load is well distributed across all fasteners of a joint. Unbalanced loading can lead to the premature failure of the structure. Force fit is not allowed because the friction forces can cause delamination damage in the composite at fastener insertion; nor is a loose fit allowed since it could create an unbalanced load distribution between fasteners of the same joint [9, 22, 25, 26].

A manufacturing process was recently developed to join two CFRP laminates using a continuous fiber reinforced thermoplastic composite (TPC) rivet [2, 3]. This rivet benefits from favorable properties of TPCs such as high moisture resistance, high impact resistance, lower process time, low flammability, and infinite shelf life [11–14]. This process deforms a TPC cylindrical rod, i.e. a rivet blank, directly in the components, after heating the blank's thermoplastic (TP) resin above its melting point. The process temperature ( $T_p$ ) must be as high as possible to lower the thermoplastic melt viscosity, without reaching the polymer degradation temperature.

To reach these forming temperatures, it is possible to use carbon fiber as a heating element. This method, referred to as Joule heating, was used for TPC resistance welding [11, 12, 17, 30, 37, 38, 40]. A current is applied to a carbon fiber-made heating element placed between the two laminates. The heat generated is primarily attributed to the carbon fiber's electrical resistance property. Note that the carbon fiber's resistance can decrease by up to 16 % when heated to 340 °C [11, 38, 39]. Moreover, fabric heating elements tend to have a better temperature distribution than a unidirectional (UD) heating element [38].

An electrical junction to the carbon fibers is also required. It is recommended to use a clamping pressure between the heating element and the electrodes to help minimize the contact resistance [11, 38, 40]. It was observed that clamping the electrical wires directly to an impregnated heating element produced a poor electrical junction and a non-uniform heating [11, 13, 40]. Whenever possible, clamping directly onto bare fibers is recommended using a pressure between 4 and 20 MPa [11, 12, 38]. The welding intensity can be characterized by the surface power density ( $SP_d$ ), which is the electrical power delivered by the source in a heating element per unit area. For resistance welding processes, a low  $SP_d$ , between 10 and 75 kW/m<sup>2</sup>, and a long process time can result in too much heat dissipation in the laminates. A  $SP_d$  over 130 kW/m<sup>2</sup> creates high-temperature gradients and a higher risk of degradation [11, 12, 36, 38]. Ageorges *et al.* [38] used polyetherimide (PEI) impregnated carbon fiber fabric heating elements. They applied 102.7 kW/m<sup>2</sup> to reach a temperature around 320 °C in 34 s. Hou *et al.* [12] used a similar heating element, with a thickness around 0.7 mm and a  $SP_d$  of 118 kW/m<sup>2</sup>, and reached similar temperatures in 33 s. In these two cases, the volumetric power density ( $VP_d$ ) delivered to the heating element was approximately 170 MW/m<sup>3</sup>.

High forming temperatures can possibly affect the joined CFRP materials made with thermoset polymers. If exposed to temperatures higher than their glass transition temperatures ( $T_g$ ) for a specific time, their mechanical properties can significantly decrease [16, 33]. Therefore, any local heating of CFRP must minimize the size of the heat affected zone (HAZ). During resistance welding, it has been observed that the HAZ around the heating elements can affect the joined laminates' properties. It is recommended to keep this zone as close as possible to the heating elements [11, 33, 37].

The rivet blank is a TPC rod cut to a specific length. This rod can be pultruded from a commingled yarn precursor [5, 17, 20, 40, 44–47]. Commingled yarns contain an intimate mix of carbon fibers and thermoplastic polymer filaments. Pultruded rods are usually composed of unidirectional fibers that are manufactured by pulling straight commingled fibers into a pultrusion apparatus [17, 20, 44, 45]. The commingled fibers can also be braided in order to change the mechanical properties of the pultruded rod [46, 47]. In this case, the rod's shear strength and stiffness will increase due to the braided fiber arrangement [43, 47, 49]. By intertwining the yarns, the braiding process orients the fibers along a certain angle, i.e., the braid angle, with respect to the braid's longitudinal direction. The axial distance taken by yarns to complete a revolution around the central axis is called the braid pitch. A regular braid is created when each yarn goes over and below two yarns. The relation between the braid angle, pitch and diameter is defined as

$$\tan(\Theta) = \frac{\pi d}{P} \quad (4.1)$$

where  $\Theta$  is the braid angle,  $d$  is the braid diameter, and  $P$  is the braid pitch [40, 47, 49]. This relationship reveals an important feature of bi-axial braids: their ability to deform radially by loading axially. An elongation of the pitch will lead to a reduction in diameter. Conversely, a pitch reduction will lead to an increase of the braid diameter. This deformation mechanism is particularly useful for riveting operations since the axial compression will expand the rivet shank to closely match the hole geometry. Moreover, during braid deformation, the yarns maintain their relative position with respect to one another at crossovers. This repetitive deformation mechanism is less prone to create fiber buckling during compression deformation. Fiber buckling is detrimental for the level and consistency in mechanical properties, since randomly oriented fibers have lower and more dispersed mechanical properties than well aligned UD fibers [5].

The objective of this study was to further develop the TPC riveting process of CFRP structures using braided and UD architectures. The rivet blanks were made by pultrusion. First, the riveting process performance was characterized. Then, the morphology of rivets was investigated. Finally, the lap-shear mechanical properties of riveted joints were measured and compared.

### 4.3 Material and Methods

#### 4.3.1 Riveting Process

Figure 4.1 shows the riveting process sequence. Figure 4.1a presents the main tooling parts and the apparatus configuration before the beginning of the process sequence. The ram is actuated to form the blank while also being an electrode. The electrodes transfer the electrical power to the blank, which, in turn, generates heat by means of the Joule effect. The electrical source is controlled so that it delivers a constant electrical power. This approach is preferred to insure a constant heat generation regardless of the blank fiber architecture and the resistance variation of the carbon fibers caused by temperature. The nature of the process only allows direct contact of the electrodes on the impregnated carbon fiber even though the risk of non-uniform heating is higher than when using bare fibers [13]. Before the sequence starts, the blank is inserted directly in the CFRP laminates between the electrodes. The bucking tool and the bucking tool socket can change their relative positions during the process. They act as a mold with a variable geometry.

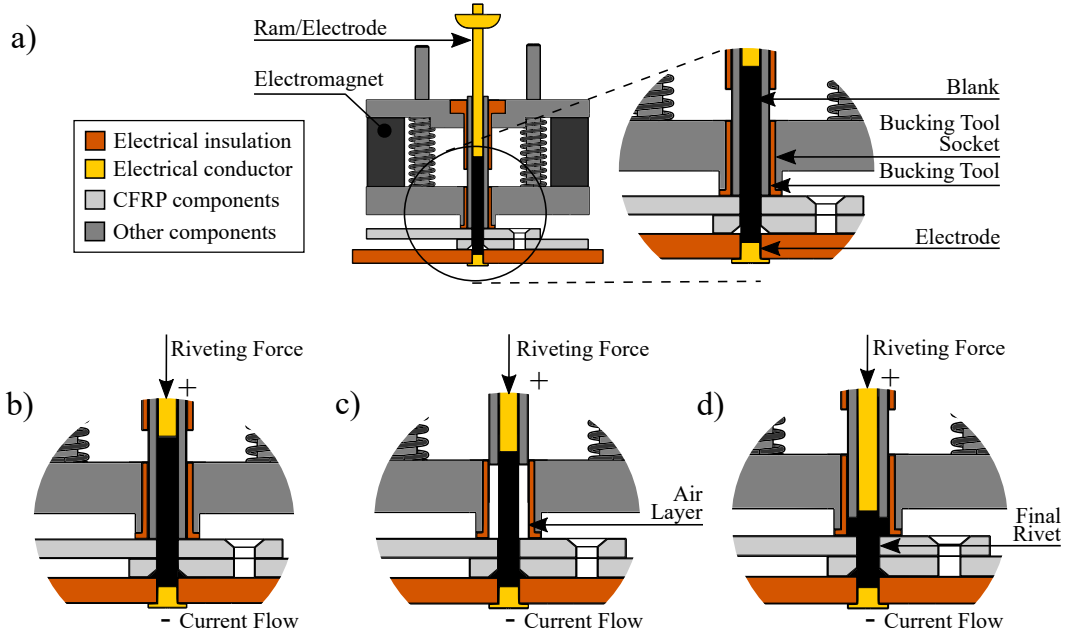


Figure 4.1 Riveting process sequence (a) Main tooling parts (b) CSKH formation step (c) Bucking tool opening step (d) CYLH formation step

The countersunk head (CSKH) formation step is shown in figure 4.1b). The riveting force is applied when the resistance heating starts. The resistance heating and the riveting force are maintained throughout the sequence. As soon as the matrix melts and its viscosity drops, the ram moves down to keep the force constant. During this step, the mold cavity, defined as the conical shape which is made by the countersink drilled into the laminates, is filled with the melted blank. Figure 4.1c) presents the opening step of the bucking tool. After a predetermined CSKH forming time, the electromagnets are switched off. The springs push the bucking tool away from the joint. The bucking tool slides into the bucking tool socket to create an air layer around the blank. This air layer is an effective insulator, which helps concentrate heat generation in the blank at the cylindrical head (CYLH) level. This feature helps the matrix to reach  $T_p$  quickly. During the final step, shown in figure 4.1d), the ram, in conjunction with the bucking tool, is pushed down on the melted blank to form the CYLH. During this step, the mold cavity is produced by the cylindrical shape of the bucking tool socket's surface. After a predetermined time of CYLH formation, the resistance heating is stopped. The riveting force is maintained to avoid deconsolidation until the TP cools below the  $T_g$ . The tooling is opened and the riveted joint is complete.

The CSKH formation time and power were fixed to respectively 30 s and 120 W. For the CYLH formation, the formation time and power were decreased to 10 s and 90 W. Since the blank is already at a high temperature after the CSKH formation, it is not necessary to

provide the same amount of energy for the CYLH formation. The force is constant at 200 N, which is equal to a pressure of 10 MPa.

#### 4.3.2 Materials, Blank Manufacturing, and Rivet Geometry

Table 4.1 presents all the commingled yarns used to manufacture the blanks. As a proof of concept, a polyamide (PA) matrix was used for its low viscosity and low-cost. The blanks were manufactured using 3 types of commingled yarns from two different manufacturers: 3K/PA6 and 12K/PA6 (Concordia Fibers), and 12K/Lexter8500 (Dualon LL85V5F, Kajirene Inc.). The commingled yarns from Concordia Fibers have 1 % wt. sizing and the yarns from Kajirene have no sizing. The sizing is used to protect the carbon fiber from damage during the braiding process.

Table 4.1 Commingled yarns manufacturer properties

Properties		3K/PA6	12K/PA6	12K/Lexter8500
Yarns	Manufacturer	Concordia Fibers	Concordia Fibers	Kajirene Inc.
	$V_f$ (%)	56.0	52.0	49.5
	wt. sizing (%)	1	1	0
Fiber	Type	AS4C	AS4A	TR50S12L
	Diameter ( $\mu m$ )	6.9	7.1	7.0
	Density ( $kg/m^3$ )	1780	1790	1820
Matrix	Type	PA6	PA6	Lexter8500
	Density ( $kg/m^3$ )	1140	1140	1130

The single layer braid (SLB) blank preform was braided using a 24-carrier tubular braiding machine (KBL24-1-110, Xuzhou Henghui Braiding Machine Company, LTD). Two 3K/PA6 and two 12K/PA6 commingled yarns were co-winded on eight spools. The spools were mounted in the braiding machine to make a 2D regular braid. The braid was collected on a winder drum. Braider and winder speeds were adjusted to produce a 40° fiber angle braid. The UD blank preform gathered 22 commingled yarns of 12K/Lexter8500. Both blanks were designed to reach a fiber volume fraction ( $V_f$ ) of 60% after pultrusion. A polymer overfilling of 5 % for each pultrusion die is necessary to generate pressure. The pultrusion equipment and the procedures used are described in Lapointe *et al.* [45]. The pultrusion parameters are shown in table 4.2. The highest  $T_p$  recommended by the manufacturer was used in the pultrusion dies to minimize the TP viscosity. The cooling die temperature was set to the polymer's  $T_g$ . This low temperature quenched the TP to avoid deconsolidation. The blank fiber volume content was determined by the nominal fiber volume over the measured volume of the rod.



Table 4.2 Pultrusion process parameters

Properties	SLB	UD
Matrix Type	PA6	Lexter8500
$T_g$ (°C)	60	63
$T_P$ (°C)	240-290	240-270
Preheater Temp. (°C)	200	220
Dies Temp. (°C)	290	270
Cooling Temp. (°C)	60	63
Speed (mm/min)	50	50
Vacuum (-)	Yes	Yes
Nb of Dies (-)	4	4

Figure 4.2a shows the SLB blank's typical dimensions. The UD blank has the same dimensions except for the pitch, which is not applicable. The nominal blank's diameter ( $d_b$ ) and length ( $L_b$ ) are 4.8 and 45 mm. Figure 4.2b) shows two different rivet heads. One is a CSKH and the other is a CYLH. The rivet geometry was selected in accordance with aluminum aerospace grade solid rivet with a CSKH angle of 100°. The rivet shank diameter ( $d_s$ ) is 5 mm. The 2.4 mm extra length on each side was added to help the blank alignment in the riveting tool. Moreover, this minimizes slippage of fibers during the riveting process. The 5 mm CFRP laminates are made of 8HS/Epoxy (CYCOM 5276-1 from CYTEC Solvay Group) prepreg with a  $[0/45]_{3S}$  stack up. The laminates were cured in an autoclave in accordance with the manufacturer's recommendation. The epoxy  $T_g$  is 188 °C. After the process, the overall rivet length ( $L_r$ ) is approximately 20 mm.

### 4.3.3 Riveting Machine Set-up

An automated riveting machine was designed and manufactured to perform the process described in Section 4.3.1. The ram is made of tool steel owing to its good wear resistance and electrical conductivity. The bucking tool is made of alloy steel. A nylon sleeve is used as an electrical insulation barrier between the bucking tool and the machine. The bucking tool socket is made of Rulon J polymer to provide both insulation and resistance to high temperature. The base is made of high temperature fiberglass composite specified to MIL-I-24768/3 and NEMA G-11. This base is electrically and thermally insulated to help the heat generation during the CSKH heating step. The electrode in the base is made of brass.

The riveting force is applied using a linear actuator (KK6010P200A1F1CS200, Hiwin) that has a maximum force of 200 N. The electrical power for Joule heating of the blank is generated using an adjustable power supply, supplying a maximum of 15 V and 60 A (1902B,

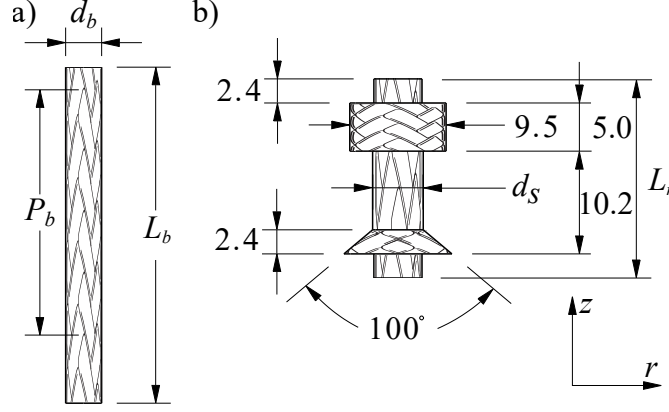


Figure 4.2 (a) Schematic view and typical dimensions of a braided blank where  $d_b$  is the blank diameter,  $L_b$  is the blank length and  $P_b$  is the braid pitch. (b) Schematic view and typical dimensions of a braided rivet where  $d_s$  is the shank diameter and  $L_r$  is the total rivet length. The  $z$  axis is in the longitudinal direction and the  $r$  axis is the radial direction. All dimensions are in mm

BK Precision). The power is controlled in a closed-loop by adjusting the current limit in accordance with the measured voltage. The power given by the source is assumed to be completely converted into heat. The temperature was measured in one CFRP joint with a J-type thermocouple. The thermocouple was inserted in a small hole (dia. 1.5 mm) drilled between the CFRP laminates as close as possible to the rivet shank. The ram displacement, the riveting force, the voltage supplied, and the joint temperature are logged with a data acquisition unit (U6, Labjack) and LabVIEW (National Instrument).

#### 4.3.4 Characterization

The riveting process performance ( $P_r$ ) was characterized by its capacity to fill the countersunk hole and tooling cavities completely when shaping the blank into a rivet. Assuming that the blank volume is equal to the rivet volume, the performance is defined as

$$P_r(\%) = \frac{z_{ram}}{L_b - L_{rtheo}} 100\% \quad (4.2)$$

where  $z_{ram}$  is the ram displacement along the blank's axial direction,  $L_b$  is the blank's initial length, and  $L_{rtheo}$  is the theoretical rivet length when the countersunk hole and tooling cavities are filled. According to studied joint geometry, the process performance is 43 % for a filled mold cavity after the CSKH formation. The process performance reaches 100 % after the CYLH formation. Process performance over 100 % can be achieved when the ram's

final position penetrates the theoretical rivet volume. This indicates that the rivet material has flown outside the theoretical rivet volume between tooling cavities. This phenomenon is commonly called resin flashing.

Longitudinal blank and rivet cross-sections were polished and observed under a microscope (Metallovert, Leitz).

Mechanically fastened joint design is mainly based on statistical values derived from test results, called allowables [9, 22, 27]. Test standards and allowables were developed in order to have sufficient safety margins, while reducing joint weight and increasing cost-effectiveness [9, 22]. Each material and joint configuration has its own allowable. In order to compare TPC riveted joints with other configurations' allowables [27], the ultimate single lap joint shear strength was measured according to the NASM1312-4 standard. The configuration using two fasteners was riveted into the CFRP laminates. Three samples were tested for each configuration using a MTS Insight traction machine equipped with a 50 kN load cell. A constant displacement rate of 0.5 mm/min was applied.

## 4.4 Results and Discussions

### 4.4.1 Blank Manufacturing

Table 4.3 shows the manufactured blank dimensions. It was observed that the braid pitch increased by 15 % after the pultrusion for the SLB blank. This elongation is due to the TP melting and the braid diameter reduction in the pultrusion die. For the same reasons, the blank braided fiber angle reduces to around 30°. For both architectures, the impregnated diameter ( $d_b$ ) was below the nominal value of 4.8 mm. The rods shrunk during cooling after exiting the hot pultrusion dies. Therefore, the measured  $V_f$  is slightly higher than the nominal value of 60 %.

### 4.4.2 Process Behavior

An example of a rivet and a riveted joint are shown in figure 4.3a and 4.3b. The riveting process behavior is described in figure 4.4. The graph in figure 4.4a) shows the evolution of the performance, calculated according to equation 4.2, with respect to riveting time. The error bars are standard deviations from an average of 6 rivet formation for each architecture. When the process starts, the ram quickly begins to move. This indicates a rapid heating of the blank to melt the rivet thermoplastic matrix. The time at which the process performance reached 43 % for the CSKH forming and 100 % for the CYLH forming, was identified and

Table 4.3 Blank dimensions.  $P_{dry}$ ,  $d_{dry}$  and  $\Theta_{dry}$  are respectively the braid pitch, diameter and angle measures before the pultrusion.  $P_b$ ,  $d_b$ ,  $\Theta_b$ , and  $L_b$  are the braid pitch, diameter, angle, and length of the blank. The  $V_f$  is calculated using the theoretical amount of carbon fibre used for the pultrusion process. 6 measurements were taken for each value

Architecture	SLB	UD
$P_{dry}$ (mm)	26.9±1.2	-
$d_{dry}$ (mm)	7.2±0.2	-
$\Theta_{dry}$ (°)	39.9±1.7	-
$P_b$ (mm)	30.9±1.0	-
$d_b$ (mm)	4.6±0.1	4.6±0.1
$\Theta_b$ (°)	28.7±1.3	0
$L_b$ (mm)	45.4±0.1	45.2±0.1
$V_f$ (%)	63.5±2.9	60.3±1.1

reported in table 4.4. The SLB rivet deformed and filled the CSKH in  $20.4\pm4.7$  s. The UD rivet could not reach the 43 % performance value for full CSKH forming before  $26.9\pm6.5$  s. Therefore, in some cases, the UD rivet CSKH head could not be completely formed before the bucking tool's opening at 30 s. The shorter formation time for the SLB rivet is probably due to the improved temperature distribution that can be generated in textile heating elements, as mentioned in Ageorges *et al.* [38]. 30 s after process start, the bucking tool opened. It is seen in figure 4.4a) that the CYLH formation is fast. This is possible since the blank is already hot when the bucking tool opens. The process performance at the end of each step was measured and reported in table 4.4. For the SLB rivet, it is found that performance values at 30 s and 40 s exceeded the theoretical values of 43 % and 100 %. The UD rivet barely reached 43 % for CSKH formation after 30 s. However, the final performance value at 40 s surpassed 100 %. This indicates that the process successfully formed the rivets into the countersunk hole and tooling cavity, and that some matrix flashing occurred.

Table 4.4 Measured riveting process parameters. All means and standard deviations measured using 6 rivets were used for each of the architectures, and one for the temperature

Parameters	SLB	UD
Time at 43 % (s)	20.4±4.7	26.9±6.5
Time at 100 % (s)	30.5±0.3	32.3±3.4
Perf. at 30 s (%)	47.7±3.8	42.7±3.0
Perf. at 40 s (%)	107.2±3.0	110.3±15.3
Joint Temp. at 40 s (°C)	136	126

The laminate's temperature variation is presented in figure 4.4b). Both slopes are similar due to the same dissipated power in the blank. The maximum logged temperatures in the

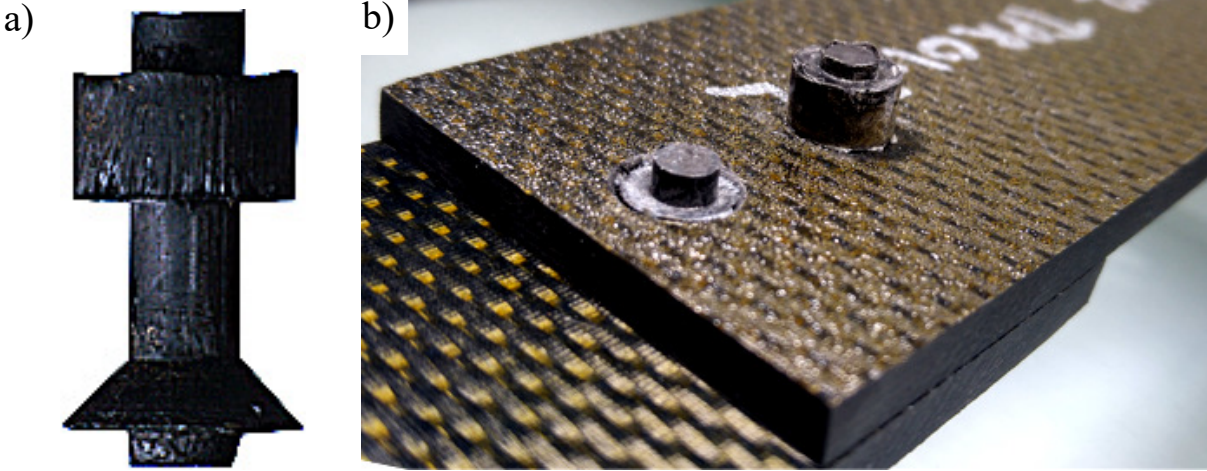


Figure 4.3 (a) Example of UD rivet (b) Example of CFRP riveted joint

laminates, measured at approximately 1 mm from the rivet surface, stay below the epoxy  $T_g$ . The temperatures stabilize when the bucking tool opened since the heat generation is no longer located in the laminates for the CYLH formation. With these values, it can be assumed that the HAZ is quasi-nonexistent. However, the exact temperature experienced by the joint hole surface in contact with the melted matrix could not be measured. This should be addressed in a separate detailed study.

The electrical resistance variation during the riveting process can be seen in figure 4.4c). The resistance value at process start is quite different for both architectures. This difference is attributed to the different carbon fibers used for the two rivet types that must have different intrinsic electrical resistances. During process evolution, it was observed that the UD blank resistance decreased by 70 % and the SLB blank resistance by 59 %. This substantial resistance variation highlights the importance of power control for Joule heating of the blank. Current must be adjusted to ensure constant heat generation. Another observation can be made since this is approximately one order of magnitude over the decrease of 6.3 to 16 % observed at 340 °C by Stavrov *et al.* [11]. Therefore, it is expected that other phenomena are responsible for this resistance drop. The blank length decreases during the process at the same time as the electrical resistance. The resistance is proportional to the resistor length as defined by Pouillet's law. At around 30 seconds, when the bucking tool opens, it is seen that the resistance slightly increases. This variation is attributed to an increase of the contact resistance on the blank which is due to the reaction force of the springs. The reduction in resistance from 30 to 40 seconds is attributed to the reduction of the rivet length during CYLH formation.

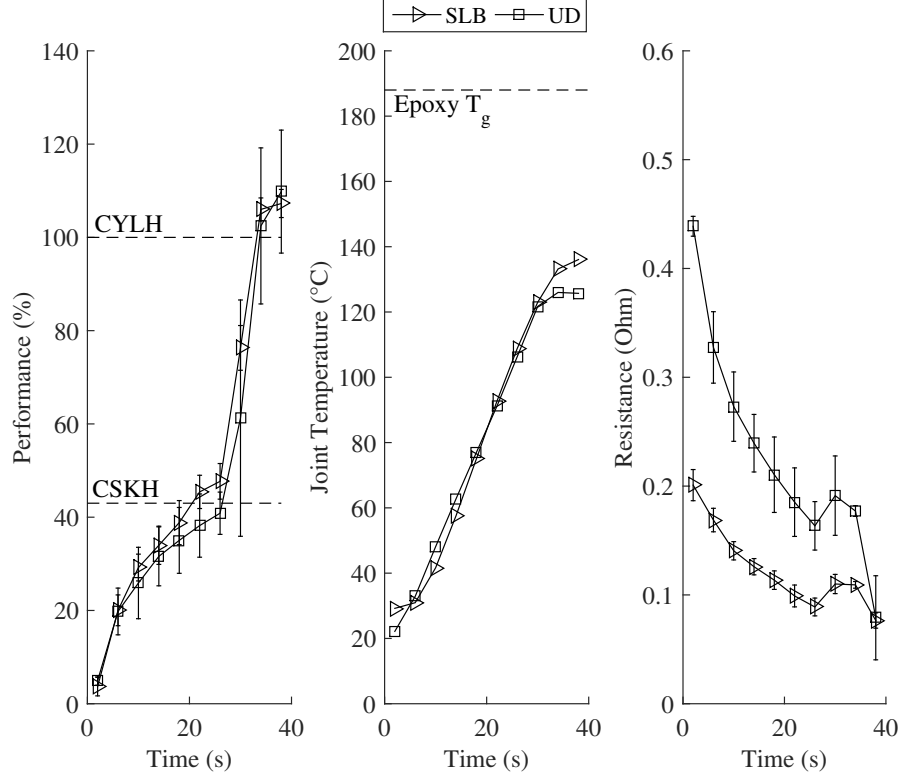


Figure 4.4 Process parameters variation during the riveting. (a) Evolution of the riveting performance. (b) The temperature measured in the laminates in comparison with the epoxy  $T_g$  (c) Variation of the electrical resistance. For (a) and (c) 6 rivets were used to measure each values, and one for the (b)

According to the blank geometry, the Joule heating electrical power of 120 W corresponds to a volumetric power density of 160 MW/m<sup>3</sup>. This value is close to the volumetric power density of 170 MW/m<sup>3</sup> taken from Hou *et al.* [12]. Further process improvements will tackle the minimization of the temperature gradient within the rivet blank. A too high temperature at the fiber/matrix interface could degrade the matrix. Different electrical power histories, such as pulsed current input [11], could be tested to improve heating time while keeping acceptable temperature gradients.

#### 4.4.3 Morphology Analysis

The fiber morphology can be seen in figure 4.5. The shank morphologies in figure 4.5b) shows fiber buckling. This was created during the CSKH formation step. When the riveting force is applied, the fiber moves gradually as soon as the matrix reaches its  $T_p$ . If the matrix melts in the shank after the mold cavity filling, the fibers will move and buckle. As seen

in figure 4.5d), the same phenomenon occurs in the SLB blank to a lesser degree. More targeted heating localized in the CSKH should minimize the fiber buckling in the shank for a UD rivet. Furthermore, figure 4.5d) shows a resin and fiber flash between the laminates, which is due to the hole drilled for the thermocouple. This indicates that the matrix melted in the shank during riveting. It denotes that this process can be suitably used to deform the rivet shank to adapt to the drilled hole geometry. Finally, it is seen in figure 4.5 that more black areas are observed in the rivets compared to the blank. This increase in void content could be due to a too small riveting force or a very high  $V_f$ . Future experimental work will be done to verify this hypothesis.

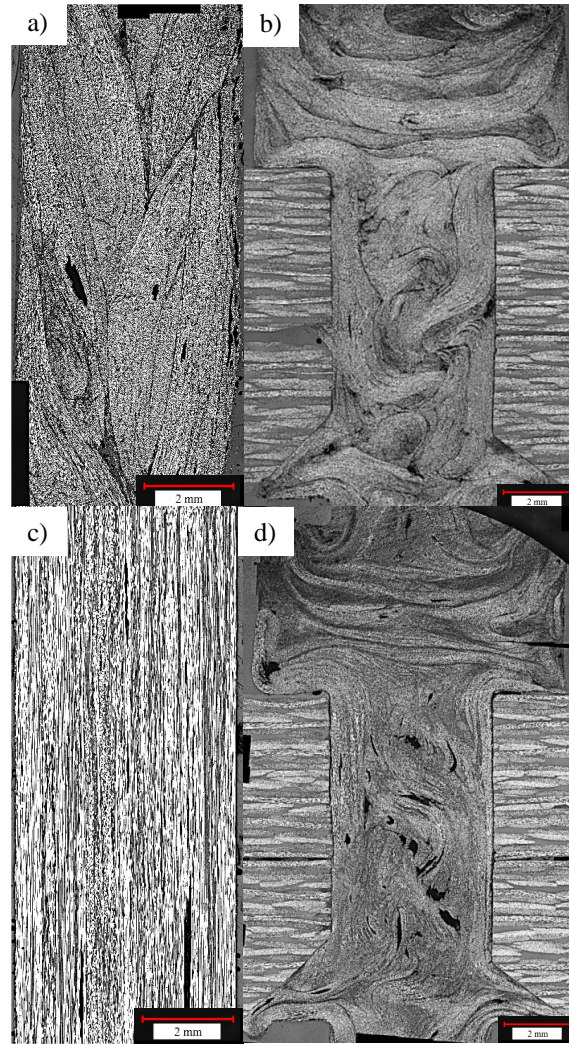


Figure 4.5 Blank and rivet morphologies (a) SLB blank (b) SLB rivet (c) UD blank (d) UD rivet. Note the fiber and resin flash in the thermocouple drilled hole between the two laminates

#### 4.4.4 Mechanical Properties

Figure 4.6 presents the mechanical behavior during a lap joint shear test performed using the NASM1312-4 standard. Three joints were tested using the preferred configuration for each rivet type. However, figure 4.6 shows the force in only one rivet. The displacement shown is the cross-head's displacement. The initial stiffness is the maximum value measured at the beginning of the test and was similar for both architectures. At approximately 2000 N, a stiffness decrease is observed with a reduction of the slope of the force/displacement response. This is attributed to the onset of damage in the joint. It should be noted that the error bars are larger for the UD rivet than for the SLB rivet. This scattering in the results can be explained by the fact that the buckled fibers' arrangement in the UD shank cannot be reproduced from one rivet to the other. However, the ultimate UD rivet's shear strength is higher than SLB rivets', although the SLB's braided fibers are expected to improve shear properties [43]. A bi-axial architecture might not be adapted to this specific load case, since joints are subjected to out-of-plane stresses [25]. Unfortunately, this explanation is difficult to validate this assumption since the carbon fiber, the matrix, and the sizing are not identical between SLB and UD based rivets. Nevertheless, for both rivet types, bearing damage occurred in the holes of the laminates, indicating high rivet strength. Finally, the rivets broke when the ultimate strength was reached.

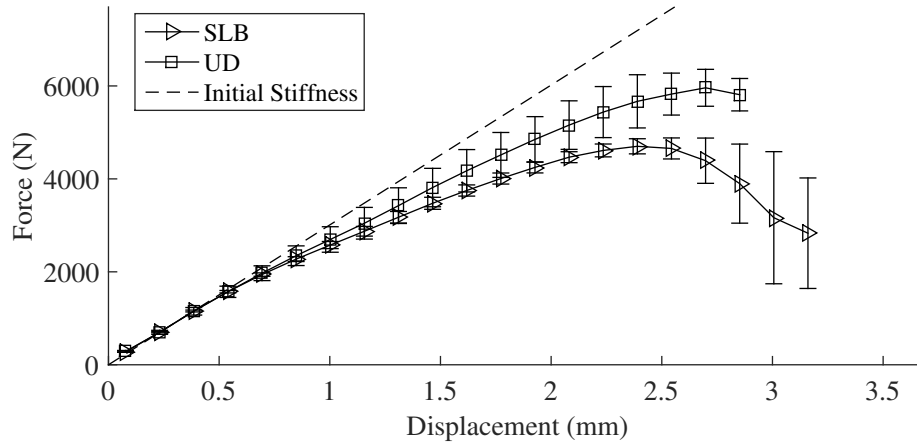


Figure 4.6 Mechanical behaviour of one rivet during a Lap Joint Shear test of TPC rivet according to NASM1312-4 standard for a shank size of 5 mm. Error bars are calculated on an average of three tests

Table 4.5 compares shear strength of aluminum riveted joint, titanium bolted joint, and TPC riveted joint. When the ultimate shear strengths are compared with aerospace grade aluminum solid rivet, UD riveted joints have a higher average strength. The performance can



also be compared by examining the specific strength (strength divided by density). When considering the specific shear strength, the SLB riveted joints have a similar performance to the titanium bolted aluminum joints. The UD riveted joints have, on the other hand, achieved superior specific mechanical properties than the titanium bolts. Considering these results, if one wants to replace titanium bolts by UD TPC fasteners in a CFRP joint, twice the number of UD rivets should be used. In this case, the fasteners' weight would decrease by 30 %.

Table 4.5 Static joint strength of 100° flush shear head of some aerospace grade fastener in a machine-countersunk sheet in comparison with the TPC riveted joint

Fastener Type/Material	Str. (MPa)	Dens. (kg/m <sup>3</sup> )	Spec.Str. (kN m/kg)
7050-T73 Clad 7075-T6	283 [27]	2700	105
STA Ti 6AL-4V/Clad 7075-T6	655 [27]	4450	147
<b>SLB/8HS-Epoxy</b>	241±9	1550	<b>155±6</b>
<b>UD/8HS-Epoxy</b>	313±24	1550	<b>202±15</b>

#### 4.5 Conclusion

An innovative CFRP joining method was developed using TPC rivet. Process parameters have been defined to prove the feasibility of this technology. The SLB rivet manufacturing parameters and mechanical behavior variability are similar or smaller in comparison with the UD rivet. Therefore, the SLB rivet have a more repeatable performance in service. However, the SLB riveted joint's shear strength is lower than that of the UD. Shear strength of UD riveted joints is higher than aerospace grade aluminum riveted joints. Furthermore, their specific shear strength is higher than that of a titanium bolted joint. Tensile testing should be performed due to the high tensile potential of the continuous fiber architecture in the rivets. This technology could be combined with welding or structural bonding in order to prevent peel failure. Moreover, if aerospace grade TP were used, such as PEI or polyether ether ketone (PEEK), the riveted joint resistance should increase. Finite element modeling could be used to improve the fiber architecture design for better mechanical properties. For example, a tri-axial braid could be used to increase the shear strength of the UD rivet and to ensure that the parameters of the SLB rivet are repeatable. This technology could be applied in secondary structure of composite aircraft structures.

## 4.6 Acknowledgements

The authors would like to thank Bombardier, Pultrusion Technique, NSERC (CRDPJ488387-15) and Prima Quebec (R10-009) for financing this research project. The authors would also like to acknowledge the contribution of Felix Lapointe and Felix Lessard for the pultruded blanks.

## CHAPITRE 5 DÉVELOPPEMENTS COMPLÉMENTAIRES DU PROCÉDÉ DE RIVETAGE

Ce chapitre présente la méthodologie et les résultats complémentaires obtenus au cours de ce projet. Une étude d'influence a été réalisée sur cinq paramètres : l'architecture de la préforme, la matrice, le diamètre du perçage, la méthode de chauffage et le matériau des composants à joindre. Quatre nouvelles configurations de joint ont été réalisées, en plus de celles de l'article du Chapitre 3. La méthodologie est tout d'abord présentée afin de mettre en contexte les différents procédés utilisés. Ensuite, une analyse des résultats est menée, afin d'identifier les paramètres influents et leurs impacts sur les propriétés mécaniques du joint.

### 5.1 Méthodologie

Cette section présente les méthodes de fabrication et l'architecture des préformes, les procédés de rivetage, et les tests mécaniques utilisés.

#### 5.1.1 Préformes

En outre des préformes testées dans le chapitre 4, des tiges UD en PEEK ont été fabriquées avec un précurseur parallèle hybride de filaments de carbone IM7 (Hexcel) et de filaments PEEK (1230f72, Zyex). Le tableau 5.1 présente la composition de la préforme de PEEK proposée par Fortier *et al.* [3] et des deux préformes de polyamide (PA) présentées dans la section 4.3.2. Les préformes ont été fabriquées par pultrusion en utilisant les paramètres que Fortier *et al.* [3] pour UD-PEEK et les paramètres de pultrusion du tableau 4.2 pour SLB-PA et UD-PA. L'angle de tressage ( $\theta_{dry}$ ) avant la pultrusion a été défini grâce à l'algorithme présenté dans l'annexe A. Cet algorithme permet définir de manière analytique les paramètres de tressage (Pas de la tresse, nombre de fils, nombre de filaments et type de filament) à utiliser pour atteindre l'architecture de préforme désirée (Angle de tresse, diamètre et taux de fibre). La procédure de tressage utilisée est présentée à l'annexe B.

#### 5.1.2 Procédé de rivetage

Les résultats de quatre nouvelles configurations de rivets ont été ajoutés à ceux du Chapitre 4. Le tableau 5.2 résume les propriétés, dimensions et le procédé de fabrication de chaque rivet. L'architecture et la matrice des préformes sont présentées dans la section précédente (voir Section 5.1.1). On considère que le Lexter8500 et le PA6 ont des propriétés mécaniques

Tableau 5.1 Résumé des préformes fabriquées

Architectures	UD-PEEK [3]	SLB-PA	UD-PA
nb. bobines	36	8	22
12K AS4/Lexter8500 (par bobine)	-	-	1
3K AS4/PA6 (par bobine)	-	2	-
12K AS4/PA6 (par bobine)	-	2	-
12K IM7 (par bobine)	1	-	-
Filaments PEEK (par bobine)	3 ou 4 (114 Total)	-	-

similaires, donc ils seront nommés uniquement PA. Deux types de matériau ont été utilisés pour fabriquer les composants à joindre : des laminés CFRP et des plaques d'acier inoxydable (SS).

Tableau 5.2 Configurations de rivets fabriquées

Configuration	Préforme	Joint	Proc. de rivetage	$d_s$ (mm)
UD-PEEK-SS-A-4.8	UD-PEEK	Acier inox.	A	4.8
SLB-PA-CFRP-B-5.0	SLB-PA	CFRP	B	5.0
SLB-PA-SS-B-5.6	SLB-PA	Acier inox.	B	5.6
UD-PA-SS-A-4.8	UD-PA	Acier inox.	A	4.8
UD-PA-CFRP-B-5.0	UD-PA	CFRP	B	5.0
UD-PA-SS-B-5.6	UD-PA	Acier inox.	B	5.6

Le procédé de rivetage A présenté dans Fortier *et al.* [3] utilise une base chauffante pour aider la formation du CSKH. Il utilise un chauffage résistif avec un courant constant de 10 A, afin de fondre la matrice de la préforme. Un diamètre de perçage équivalent au diamètre de la préforme de 4.8 mm a été utilisé avec cette méthode.

Le procédé B correspond à celui présenté dans la section 4.3.1. De même que pour le premier, le flux de chaleur est fourni par un chauffage résistif. Il diffère du procédé A par l'utilisation d'un diamètre de perçage plus grand que le diamètre nominal de la préforme. Afin de limiter le transfert de chaleur entre liant et matériaux liés, l'utilisation d'une couche d'air isolante est ici proposée et étudiée. Pour cela, deux diamètres de perçage ont été utilisés : 5.0 mm et 5.6 mm, laissant ainsi une couche d'air de 0.1 mm et 0.4 mm entre la préforme et les bords du perçage. La procédure d'utilisation de la machine de rivetage pour la fabrication d'un joint riveté utilisant la méthode B est présentée à l'annexe C.

### 5.1.3 Caractérisation

La température du joint a été évaluée en utilisant la méthode présentée à la section 4.3.3. Étant donné que la paroi entre le thermocouple et le trou du rivet est très faible, la différence de conduction thermique entre le CFRP et l'acier inoxydable a été négligée.

Des essais en cisaillement, tels que présentés dans la section 4.3.4, ont été réalisés. La vitesse de déplacement des mords est de 4 mm/min pour les échantillons UD-PEEK-SS-A-4.8 et UD-PA-SS-A-4.8 et de 0.5 mm/min pour les autres. Les tests réalisés à 4 mm/min respectaient le taux de chargement de la norme (690 N/min/mm<sup>2</sup>). Par contre, ce taux de chargement étant trop rapide pour respecter l'hypothèse de chargement statique exigeant un bris en plus de 60 secondes. Le taux de chargement a donc été diminué à 0.5 mm/min. Un rivet par joint a été utilisé pour UD-PEEK-SS-A-4.8 et 2 rivets par joint pour les autres échantillons, comme proposé dans la norme NASM1312-4.

Des essais en traction ont été effectués sur les échantillons SLB-PA-SS-B-5.6 et UD-PA-SS-B-5.6 selon la norme NASM1312-8. Cinq échantillons liés par un seul rivet ont été testés sur une machine d'essai mécanique MTS Insight équipée d'une cellule de charge de 50 kN, avec une vitesse de déplacement des plateaux de 0.5 mm/min.

## 5.2 Résultats et discussions

Cette section de résultats présente l'analyse de la fabrication des préformes, du procédé de rivetage, et des tests mécaniques réalisés.

### 5.2.1 Fabrication des préformes

Le tableau 5.3 présente les propriétés morphologiques des préformes utilisés. Au cours de la pultrusion, l'angle de tresse diminue. Ceci s'explique par la diminution du diamètre des filières de pultrusion et l'allongement de la tresse (voir section 4.4.1). La haute viscosité du PEEK (1000 Pa s, voir Table 2.1) rend le processus d'imprégnation par pultrusion plus difficile. Donc, le taux volumique de fibre ( $V_f$ ) de UD-PEEK a été volontairement diminué afin de favoriser l'imprégnation de la tige. La figure 5.1 montre l'imprégnation d'une préforme UD-PEEK. Il est possible d'observer la grande quantité de porosité dans la tige (zones noires). Le haut niveau de porosité ne permettra pas d'atteindre le plein potentiel du choix de matrice. Par contre, une comparaison du comportement mécanique avec la matrice de PA permettra de valider son potentiel.

Tableau 5.3 Préformes fabriquées. Les paramètres sans écart-type sont estimés

Configurations	UD-PEEK [3]	SLB-PA	UD-PA
$\theta_{dry}$ ( $^{\circ}$ )	0	$39.9 \pm 1.7$	0
$\theta_b$ ( $^{\circ}$ )	0	$28.7 \pm 1.3$	0
$V_f$ (%)	50.3	$63.5 \pm 2.9$	$60.3 \pm 1.1$

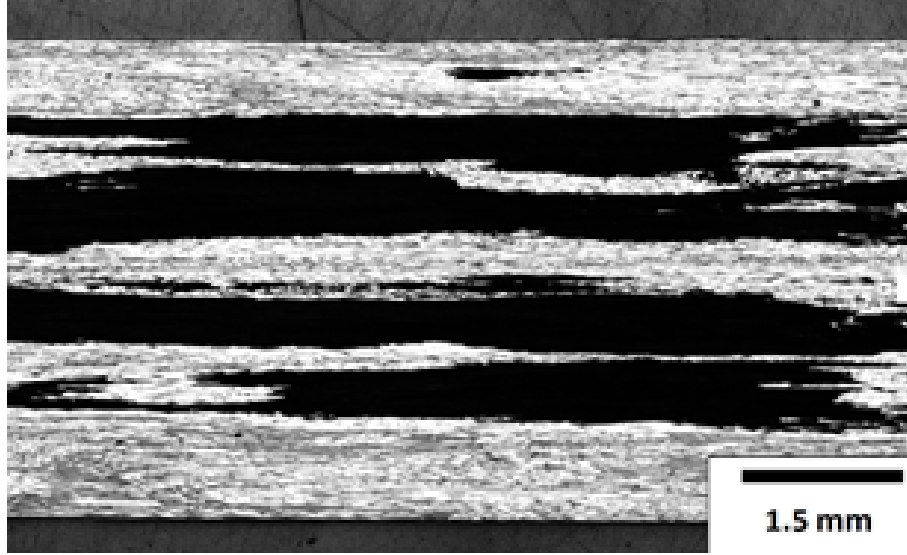


Figure 5.1 Qualité de l'imprégnation de la tige de UD-PEEK. © V. Fortier, 2017 [3]. Reproduit avec permission

### 5.2.2 Procédé de rivetage

Le tableau 5.4 présente la température maximale atteinte dans le joint. Afin de représenter un cas conservateur, seulement la valeur maximale de température mesurée est présentée à le tableau 5.4. Ces valeurs restent toujours sous la  $T_g$  de l'époxy, sauf pour le PEEK qui dépasse légèrement la valeur limite de 180 °C. Ceci est dû à la plus grande  $T_p$  du PEEK et le plus faible diamètre de perçage de UD-PEEK-SS-A-4.8. On constate que plus la couche d'air entre la préforme et la paroi du trou percé est épaisse, plus la température mesurée dans le joint est faible. Par contre, il est impossible de valider si cette couche est uniforme et qu'il n'y a aucun contact entre la préforme et le joint durant le procédé. Tout de même, la diminution de température dans le joint est de 40 % pour une augmentation du rayon de 0.3 mm, lorsqu'on compare les résultats obtenus des échantillons SLB-PA-CFRP-B-5.0 et SLB-PA-SS-B-5.6. Ceci indique un effet positif de la couche d'air isolante sur la dissipation de chaleur entre la préforme et la paroi du joint. Il est possible de supposer qu'une plus faible température limiterait le risque de dégradation de l'époxy.

Tableau 5.4 Température maximale du joint lors du rivetage. (N/D : Non-déterminé)

Configuration	Temp. max joint (°C)
UD-PEEK-SS-A-4.8	185
SLB-PA-CFRP-B-5.0	136
SLB-PA-SS-B-5.6	76
UD-PA-SS-A-4.8	N/D
UD-PA-CFRP-B-5.0	126
UD-PA-SS-B-5.6	82

### 5.2.3 Propriétés mécaniques

Le comportement mécanique en cisaillement et en tension a été étudié. La rigidité, la résistance et l'écart-type entre les différentes configurations sont analysés. Les prochaines sections présentent l'analyse du comportement mécanique en cisaillement et en tension, et du comparatif entre les différents joints.

#### Comportement en cisaillement

La figure 5.2 permet de voir le comportement mécanique contrainte-déformation des joints rivetés en cisaillement. Dans la figure 5.2, SLB-PA-CFRP-B-5.0 et UD-PA-CFRP-B-5.0 sont des résultats présentés à la section 4.4.4. Ils sont présentés dans la figure 5.2 en fonction de la contrainte et de la déformation. On observe que toutes les courbes contrainte-déformation suivent la pente de rigidité initiale, jusqu'au point d'amorce de dommages dans le joint. La résistance maximale est atteinte quand l'accumulation de dommages devient trop importante pour soutenir une plus grande charge. La déformation à la rupture est de 50 % pour les joints CFRP, contre 25 % pour les autres joints.

Pour les essais réalisés sur des joints CFRP, des signes de défaillance en matage des composants CFRP ont été observés. Cette défaillance est causée par un chargement élevé et local qui endommage le laminé CFRP en écrasement du rivet sur la paroi du trou. La figure 5.3 présente une vue du plan de cisaillement du joint riveté après la rupture. On constate que les trous percés sont devenus elliptiques. La déformation est plus importante pour UD-PA-CFRP-B-5.0. Un espacement est observé sur la face inférieure du rivet du bas. Le dommage en matage est situé sur la face supérieure du rivet dans le laminé CFRP. Ceci indique une haute résistance du rivet. Les autres joints, faits d'aciers inoxydables, n'ont pas subi ce type de défaillance.

La figure 5.2 montre aussi une ligne pleine dont la pente est la rigidité initiale du joint. Cette rigidité initiale a été définie en calculant la pente maximum au point d'inflexion en début

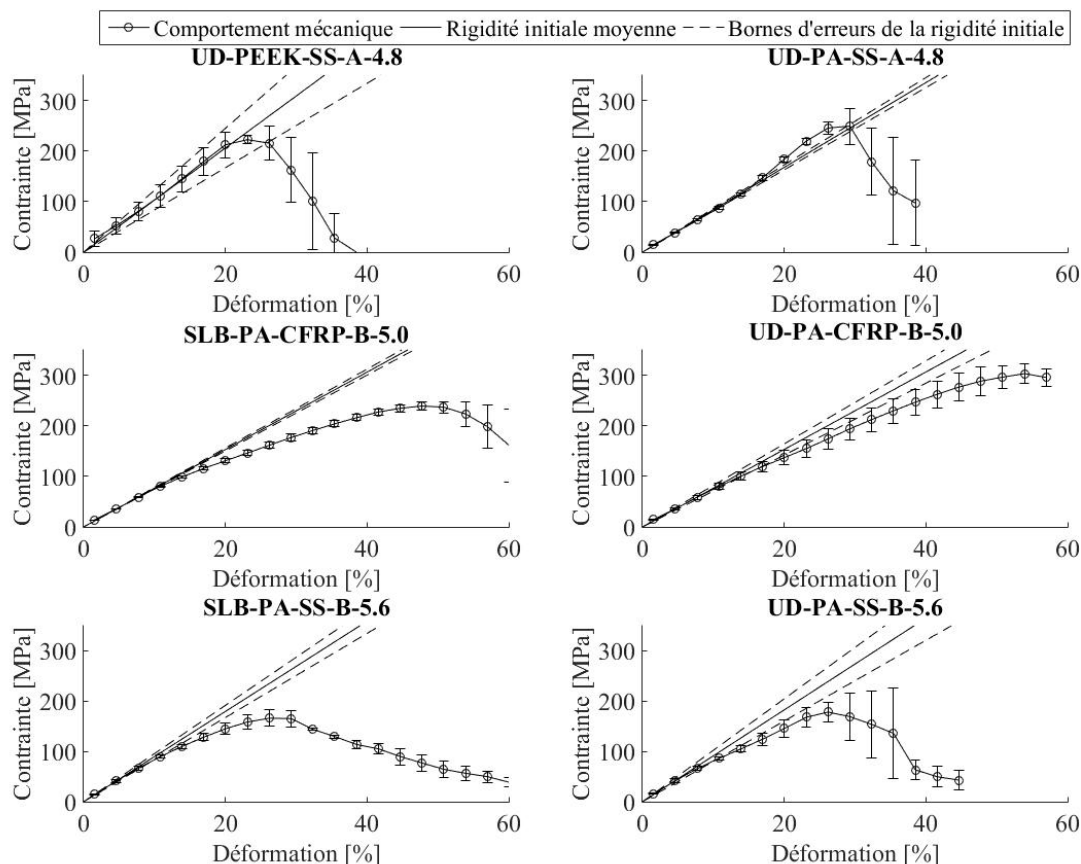


Figure 5.2 Comportement mécanique d'un rivet durant un test de cisaillement simple recouvrement, selon la norme NASM1312-4. La rigidité initiale du joint est affichée avec ses bornes d'erreurs. Les barres d'erreurs sont calculées sur une moyenne de trois tests

d'essai. La méthode présentée dans la norme ASTM D790 (Annexe 1 : *Toe compensation*) a été utilisée pour la déterminer. Les lignes pointillées ont pour pentes un écart-type au-dessus et un écart-type en-dessous de la rigidité moyenne. Cet écart-type a été calculé avec la rigidité initiale de trois essais. UD-PEEK-SS-A-4.8 et UD-PA-SS-A-4.8 maintiennent une tendance linéaire à l'intérieur des bornes d'erreur de mesure de la rigidité, jusqu'à leur résistance maximale. Ils ne montrent aucun de signes d'accumulation de dommages entre une contrainte de 100 MPa et leur rupture, contrairement aux autres joints. Ceci est attribué à l'alignement de la fibre perpendiculaire au plan de cisaillement. La figure 5.4 présente le positionnement des filaments de carbone dans le rivet (lignes blanches). On n'observe quasiment aucun flambement dans la figure 5.4a, comparativement à la figure 5.4b). Ce flambement a un impact important sur les propriétés mécaniques du plan de cisaillement. UD-PA-SS-A-4.8 présente une augmentation de la rigidité avant la rupture. Le phénomène est inhabituel et d'autres



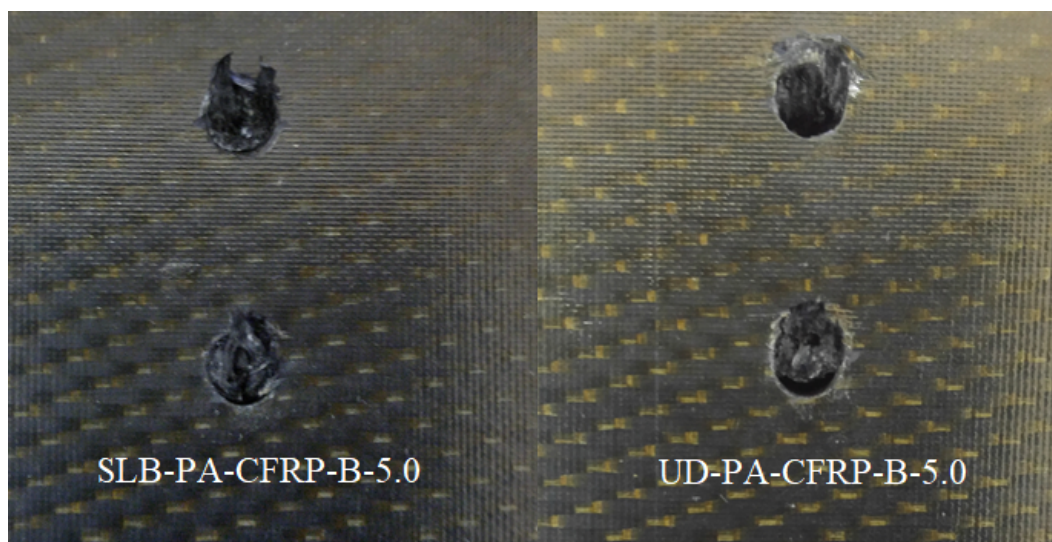


Figure 5.3 Exemple de défaillance en matage autour des rivets. Déformation elliptique du trou dans le sens vertical dû à la force de cisaillement. Le diamètre du perçage est de 5 mm

tests devraient être réalisés, afin de définir la cause du changement de rigidité. D'autre part, lors d'un test à simple recouvrement, le chargement n'est pas directement aligné avec le plan de cisaillement. L'utilisation d'un seul rivet par joint pour UD-PEEK-SS-A-4.8 a le potentiel d'influencer le cas de chargement. La norme NASM1312-4 recommande l'utilisation de 2 rivets pour éviter la mesure de propriétés mécaniques potentiellement plus faible, dû aux efforts hors-plan et à la flexion secondaire des membrures.

L'utilisation de PEEK devrait présenter de meilleures propriétés en rigidité et en résistance, comparativement au PA. Avec la figure 5.2, il est possible de constater que la rigidité augmente de 23 % et la résistance diminue de 5 %. En revanche, la consolidation du rivet en PEEK était de mauvaise qualité. Il est alors normal de voir un comportement mécanique qui a un bris prématuré et des grands écarts-types, dû à la faible imprégnation de la préforme. Une meilleure consolidation aurait pu mener à une plus grande contrainte maximale en cisaillement et une répétabilité accrue du comportement mécanique.

### Comportement en tension

La figure 5.5 permet de voir le comportement mécanique contrainte-déformation des joints rivetés en traction. Tout comme pour les essais en cisaillement, les courbes contrainte-déformation suivent la rigidité initiale, jusqu'à l'initiation de l'endommagement. Pour SLB-PA-SS-B-5.6, cette limite se situe à 50 MPa. Par contre, pour UD-PA-SS-B-5.6, la courbe suit une tendance linéaire à l'intérieur des bornes d'erreur de la rigidité jusqu'à 120 MPa. Encore

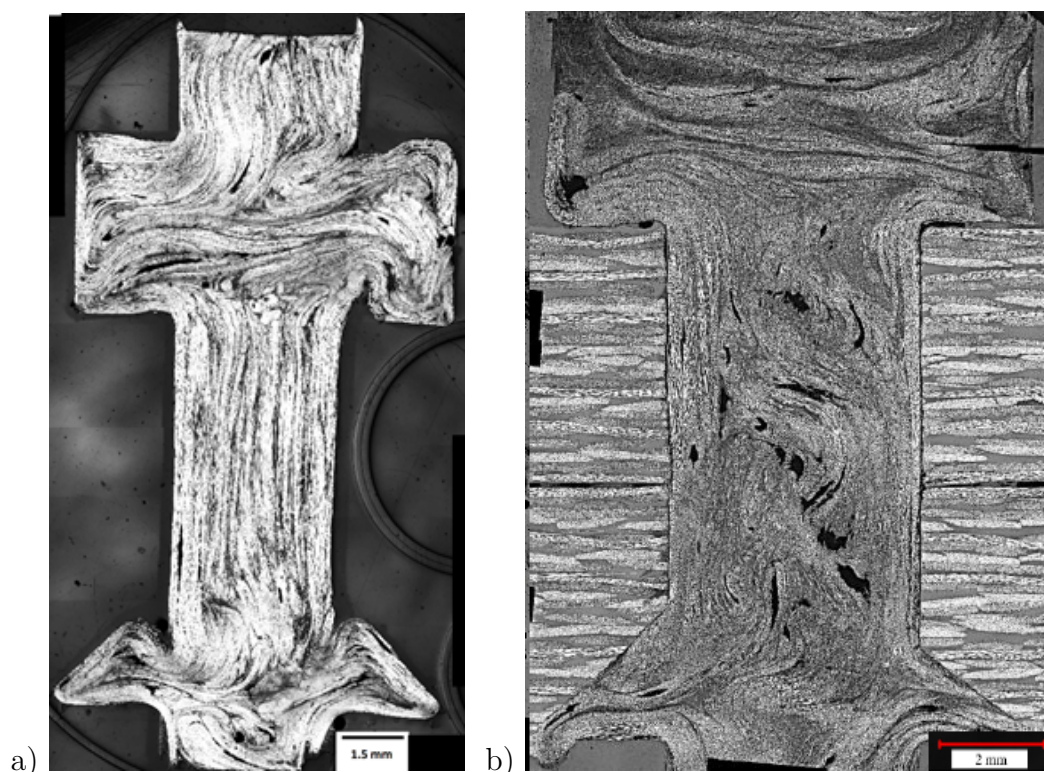


Figure 5.4 (a) Coupe transversale de UD-PA-SS-A-4.8. © V. Fortier, 2017 [3]. Reproduit avec permission. (b) Coupe transversale de UD-PA-CFRP-A-5.0, voir section 4.4.3

une fois, on peut constater qu'une tresse permet d'augmenter la répétabilité des propriétés mécaniques comparativement à l'UD, comme observé avec SLB-PA-SS-B-5.6. Théoriquement, l'angle de tresse fait diminuer les propriétés en tension dû à l'angle créé entre la direction du chargement et l'orientation de la fibre de renfort [5]. Ici, la rigidité de SLB-PA-SS-B-5.6 est 41 % plus faible que UD-PA-SS-5.6 et sa résistance est réduite de moitié.

La contrainte se stabilise après la résistance maximale pour SLB-PA-SS-B-5.6. L'initiation du dommage ne permet pas de causer la rupture complète du joint. Il faut de grand déplacement, afin d'atteindre une rupture complète du joint. Lors des essais mécaniques, la rupture était située, pour les deux configurations, au niveau de la jonction entre la tige du rivet et la tête cylindrique (CYLH) ou la tige et la tête chanfreinée (CSKH), figure 4.2. La géométrie a créé une concentration de contraintes dans ces zones à angle vif. Une forme plus arrondie aurait pu minimiser cet effet tranchant. En revanche, on constate bien l'impact du flambement de la fibre lors du rivetage pour UD-PA-SS-B-5.6. Ses propriétés mécaniques sont supérieures à l'architecture tressée, mais beaucoup moins répétable. Il est alors plus difficile de prédire son comportement mécanique.

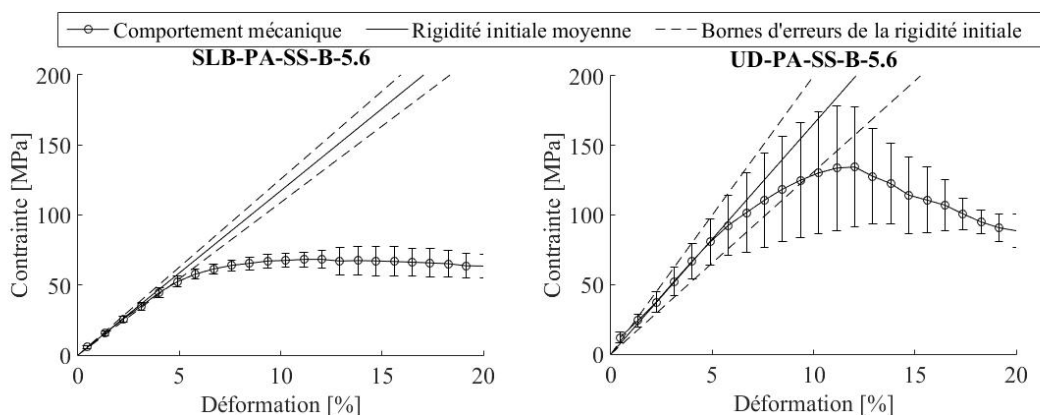


Figure 5.5 Comportement mécanique d'un rivet durant un test de traction, selon la norme NASM1312-8. La rigidité initiale du joint est affichée avec ses bornes d'erreurs. Les barres d'erreurs sont calculées sur une moyenne de cinq tests

### Comparatif des joints

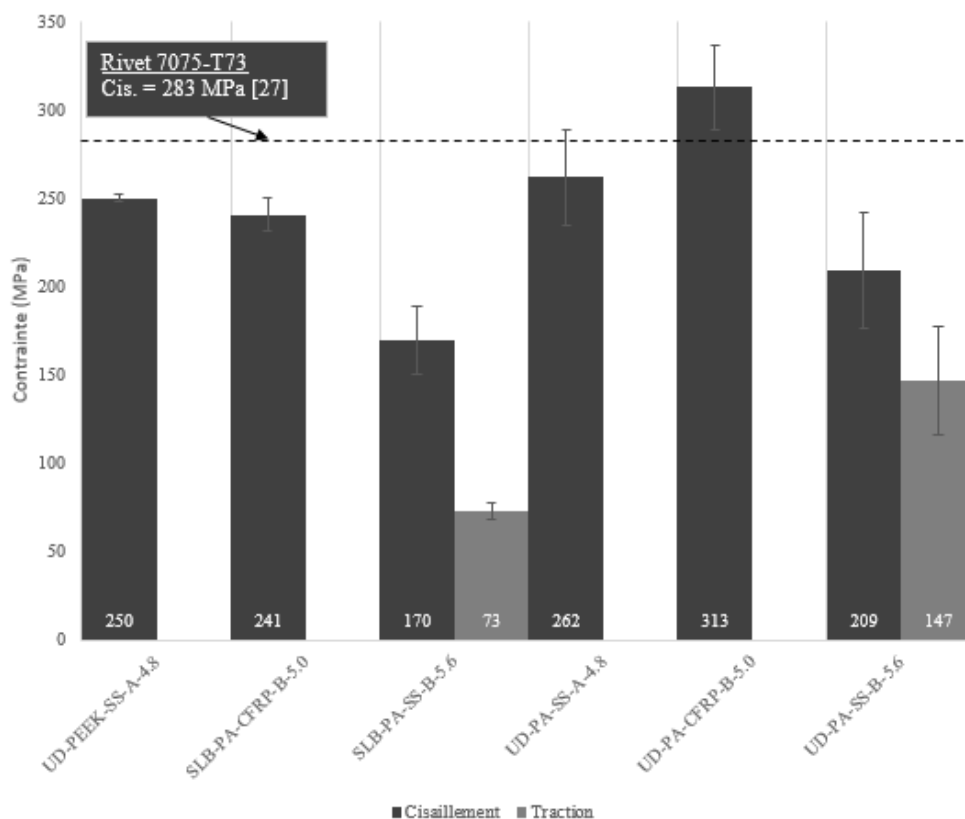


Figure 5.6 Résistance en cisaillement et en traction des différents joints rivetés en TPC. Une ligne comparative permet de tracer la résistance en cisaillement d'un joint riveté en aluminium (rivet 7075-T73 et joint en Clad 7075-T6)

Les figures 5.6 et 5.7 comparent les propriétés mécaniques des joints entre eux et avec d'autres joints typiques utilisés en aérospace. Les valeurs de SLB-PA-CFRP-B-5.0 et UD-PA-CFRP-B-5.0 sont reportées dans le tableau 4.5. La rupture se produit à de plus faibles chargements dans tous les cas où  $d_s$  est de 5.6 mm. Il est donc possible de supposer que l'augmentation du diamètre augmente l'importance du flambement de la fibre lors du rivetage. En revanche, cette augmentation de flambement ne devrait pas affecter SLB-PA-SS-B-5.6. Pour de grands déplacements, la tresse consolidée ne s'ouvre probablement pas aussi bien qu'un renfort non imprégné. La tresse est imprégnée et n'a pas de zone sèche en son centre. Le frottement entre les fils est probablement plus élevé et rend plus difficile son ouverture de manière répétable. Davantage d'analyses permettraient de mieux comprendre le processus de déplacement de la fibre, lors du rivetage.

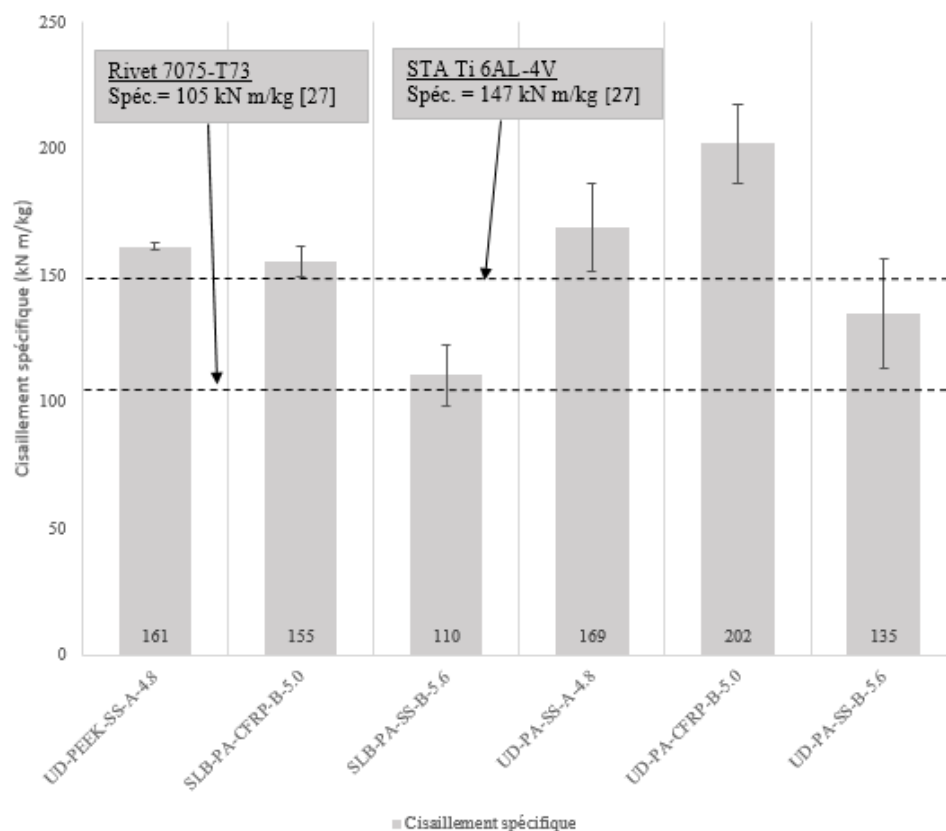


Figure 5.7 Résistance en cisaillement spécifique des différents joints rivetés en TPC. Deux autres lignes permettent de présenter la résistance spécifique du joint en précédent en aluminium et d'un joint avec un boulon en titane (boulon STA Ti 6AL-4V et joint en Clad 7075-T6)

Les rivets TPC ont des résistances en cisaillement plus faible qu'un joint riveté en aluminium 7075-T73, sauf pour UD-PA-CFRP-B-5.0. En revanche, leur faible densité permet d'être

comparable ou de surpasser dans tous les cas l'aluminium en terme de résistance spécifique. Aussi, SLB-PA-CFRP-B-5.0, UD-PA-CFRP-B-5.0 et UD-PEEK-SS-A-4.8 ont des propriétés spécifiques comparables ou supérieures aux joints en aluminium assemblés avec un boulon en titane. Somme toute, les résultats présentés à la figure 5.7 démontrent bien le potentiel d'une telle technologie au niveau des propriétés mécaniques spécifiques.

La figure 5.8 permet de comparer la rigidité en cisaillement et en traction des joints. Il est possible de voir que la rigidité en traction est supérieure à celle en cisaillement pour les cas testés. Il aurait été préférable de mesurer les propriétés en traction de tous les joints. Ceci aurait permis de mieux comprendre l'impact de la géométrie des têtes du rivet.

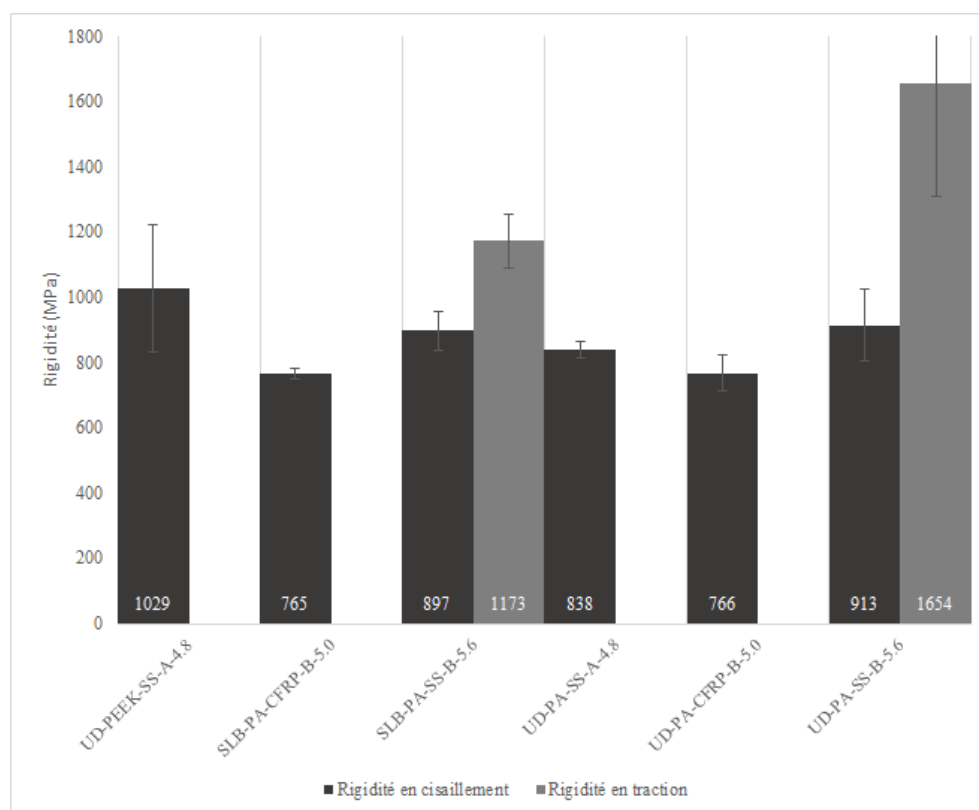


Figure 5.8 Rigidité en cisaillement et en traction des différents joints

En somme, en observant le comportement mécanique de UD-PA-SS-A-4.8, l'utilisation d'un diamètre de perçage identique au diamètre de fabrication de la préforme évite le flambement des fibres de carbone. La pultrusion est un procédé de fabrication qui applique une tension sur la fibre, donc assure son alignement dans la préforme. L'utilisation d'une tresse, comme SLB-PA-CFRP-B-5.0, permet aussi d'avoir une plus grande répétabilité des propriétés, mais diminue la résistance en cisaillement. L'utilisation d'une matrice plus rigide, comme le PEEK, et un haut niveau de consolidation pourraient permettre d'augmenter la rigidité du joint et

sa résistance mécanique. Suite à ces observations, la configuration ayant le meilleur potentiel est l'architecture UD associée à une matrice haute performance et un diamètre de perçage équivalent au diamètre de fabrication des préformes.

## CHAPITRE 6 DISCUSSION GÉNÉRALE

La discussion présentée dans ce chapitre permet d’apporter un regard critique sur le projet dans sa globalité. Le choix du procédé de fabrication de la préforme, le développement du procédé de rivetage, l’analyse microscopique et les tests mécaniques y sont critiqués, afin de mettre en contexte les lacunes et améliorations possible du projet.

### 6.1 Choix du procédé de fabrication de la préforme

Au début du projet, la ligne de pultrusion thermoplastique du LabSFCA n’avait encore jamais été utilisée pour produire des tiges tressées. Les améliorations réalisées sur la machine de pultrusion au cours de travaux de Arnold Oswalt et Félix Lapointe ont permis de fabriquer plusieurs mètres de tige consolidées. Cet outillage a été utilisé pour fabriquer les préformes UD et tressées étudiées au cours de cette maîtrise.

Le tressage est un procédé générant de la friction qui peut potentiellement endommager la fibre de carbone. Il est donc nécessaire d’utiliser des fils préalablement ensimés. Le procédé d’ensimage consiste à enduire les fils empêchant la séparation ou le bris de ses filaments. L’ensimage déposé sur le fils doit être compatible avec la matrice et le procédé de fabrication utilisé, puisque l’ensimage peut créer des volatiles lors du chauffage. Ces volatiles peuvent rester emprisonnés dans le composite en créant des porosités. Une analyse de l’impact de l’ensimage sur le procédé de pultrusion permettrait de mieux adapter l’ensimage utilisé.

### 6.2 Développement du procédé de rivetage

Le développement du procédé de rivetage fut une partie importante du projet en terme de temps. Bombardier avait développé un outillage rudimentaire qui a permis d’explorer la faisabilité de la technique. L’objectif principal de cette étude était de développer une infrastructure afin de prouver la performance de la technologie de rivetage TPC.

#### 6.2.1 Rivetage par injection

La figure 6.1 présente une séquence de rivetage utilisant un chauffage externe. Cette technique consiste à chauffer la préforme à l’extérieur du joint avec un module de chauffe par cartouches. Une fois la  $T_p$  atteinte, la préforme est injectée dans les composants. La formation du CSKH et du CYLH sont similaires à la séquence présentée à la section 4.3.1.

Une machine de rivetage similaire à celle décrite dans la section 4.3.3 fut construite. La majeure différence était l'absence complète de la méthode de chauffage résistif par circulation de courant dans la préforme. Elle était remplacée par un module de chauffage extérieur avec des cartouches chauffantes. Une fois la machine fabriquée, quelques tests ont été réalisés, afin de voir si la formation d'un rivet en PEEK et en PA était possible. Aucun rivet n'a pu être formé avec une matrice en PEEK en utilisant cette technique. Même la CYLH ne se déformait pas. La dissipation de température était probablement trop importante au contact de la préforme avec les composants du joint.

Une base chauffante a été incluse afin de préchauffer le joint légèrement en-dessus du  $T_g$  de l'époxy. Toutefois, aucune amélioration significative se produisait. La technique a été adaptée pour des préformes en PA. Le CSKH se formait partiellement, mais la tête cylindrique (CYLH) ne se formait jamais, dû au refroidissement très rapide de la préforme. La méthode de chauffage externe a été mise en défaut.

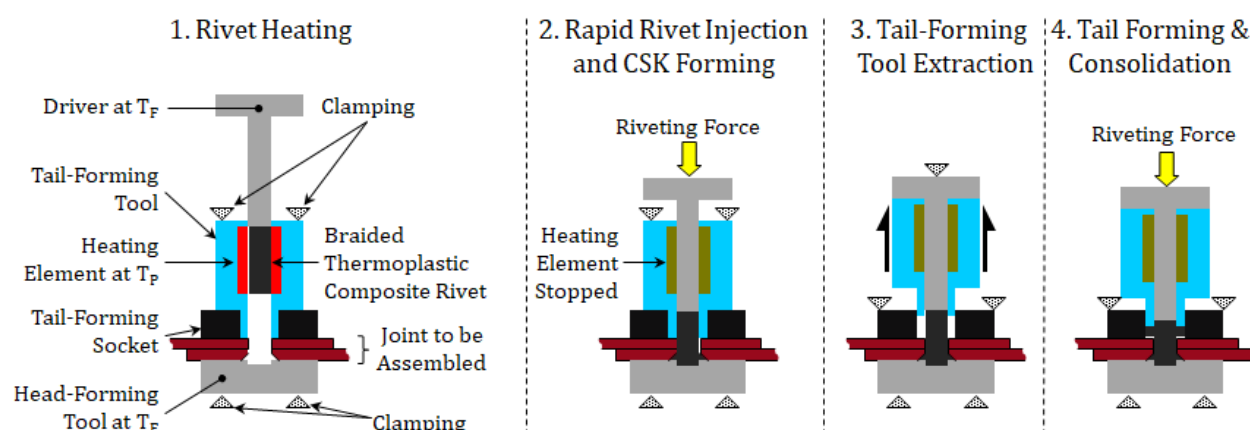


Figure 6.1 Séquence de rivetage par injection proposée initialement dans le projet. © Bombardier, 2015 [2]. Reproduit avec permission

L'utilisation d'une telle méthode nécessite une très bonne isolation thermique de l'outillage. En effet, les pertes de chaleur éventuelles peuvent nuire à la formation complète du rivet. Afin d'éviter ceci, un formage très rapide du rivet est nécessaire. La phase de chauffage était uniquement située au début de la séquence, puisqu'une fois injectée, la préforme perdait toute sa chaleur rapidement. En gardant la température du joint en-dessous du  $T_g$  de l'époxy, le refroidissement était trop rapide. De plus, ce type de chauffage pouvait prendre jusqu'à 10 minutes pour chauffer un rivet. Un chauffage interne et en continu a été identifié comme requis afin d'améliorer le procédé.



## 6.3 Chauffage résistif

Au cours du projet, beaucoup d'effort ont été mis sur la mise au point du procédé. Le manque de temps a empêché d'explorer plus en profondeur les paramètres de fabrication. Des valeurs tirées de la littérature ont été prises comme point de départ et variées par la suite. Les valeurs de densité de puissance trouvées dans la littérature semblent bien fonctionner. Un plan d'expérience permettrait de mieux comprendre l'influence des paramètres de rivetage (puissance, temps de cycle, force de rivetage, longueur de la préforme,  $V_f$  de la préforme, architecture, etc.).

### 6.3.1 Analyse thermique

Afin de développer la machine de rivetage, il était important de simuler la génération de chaleur dans la préforme et la dissipation dans le joint. Le logiciel Ansys Workbench 16.0 a été utilisé pour réaliser ces simulations thermiques. Des analyses en régime permanent et en régime transitoire ont été menées. Ceci permettait de bien faire le choix des matériaux de la machine. La méthode utilisée est présentée dans Fortier *et al.* [3]. Cette méthode est indispensable dans la conception d'un tel outillage.

### 6.3.2 Matrice du rivet

Initialement, la matrice choisie pour le projet était du PEEK. Ses propriétés mécaniques élevées sous un chargement statique et dynamique offraient le plus grand potentiel structurel pour une application aérospatiale. Par contre, cette matrice demande d'énorme quantité d'énergie pour être déformée. La densité de puissance était très élevée et supérieure à la borne supérieure de 130 kW/m<sup>2</sup> recommandée par Stavrov *et al.* [11]. Le chauffage était donc non-uniforme. La formation du rivet avec la procédure de la section 4.3.1 était possible, mais endommageait le montage à chaque test. Cet endommagement est causé par le PEEK fondu qui est très collant et très difficile à nettoyer. C'est pour ces raisons, que le PA a été utilisé comme matrice de remplacement. Ceci a permis de tester plusieurs méthodes et architectures plus facilement.

### 6.3.3 Machine de rivetage

Suite à la mise au point de la séquence de rivetage par chauffage résistif, une machine automatisée a été conçue, afin de fabriquer des rivets en TPC. La méthode de conception est présentée à la section 3.3.

La séquence telle que présentée dans la section 4.3.1 concentre la chaleur dans la préforme lors de la formation du CSKH. Il a été montré dans la section 5.2.1 que l'absence d'espace entre la préforme et le joint fait augmenter la dissipation de chaleur par la préforme. Ceci augmente alors la température du joint. En revanche, la section 4.4.2 montre que la formation du CYLH semble transmettre moins de chaleur vers le joint, puisque la pente de la température du joint diminue, voir figure 4.4b). Le chauffage est alors localisé dans la partie supérieure du rivet, à l'extérieur des composants du joint. Un chauffage localisé à l'extérieur du laminé en CFRP transmettrait moins de chaleur à l'époxy.

Pour ce faire, une couche d'air isolante doit entourer la préforme pour concentrer la chaleur dans la zone à déformer. Un bon centrage de la préforme permettrait d'éviter un contact direct avec les composants du joint. Ainsi, la préforme va se réchauffer plus rapidement. Aussi, une plus grande vitesse de chauffage évite un grand transfert de chaleur vers l'époxy. La figure 6.2 présente un schéma d'une méthode de rivetage avec deux tiges. Cette deuxième tige est ajoutée en-dessous du montage actuel pour former le CSKH séparément du CYLH. Une certaine longueur de la préforme dépasse de part et d'autre du joint afin de générer la chaleur rapidement à l'extérieur du CFRP. Les longueurs de dépassement seraient suffisantes pour former le CSKH et le CYLH. De plus, les deux têtes pourraient être formées en même temps. Ceci réduirait considérablement le temps de formation du rivet en-dessous de 30 secondes. De plus, moins de chaleur serait perdue dans le joint, dû à la présence d'une couche d'air isolante autour des zones de la préforme qui seront déformées. Aussi, en gardant le  $d_s$  à la valeur nominale de la préforme, le flambement dans le plan de cisaillement serait minimal. Ceci augmenterait énormément la répétabilité mécanique du joint. Cette variante a été aussi ajoutée au brevet présenté sur l'utilisation du chauffage résistif pour former des rivets [4]. Cette technique pourrait être développée dans un prochain projet de recherche.

#### 6.3.4 Diamètre de perçage

Le diamètre de perçage a été augmenté pour valider l'efficacité d'une couche d'air isolante entre le joint et la préforme, voir section 5.1.2. Si le diamètre du perçage est trop près du diamètre de la préforme, il peut se créer du frottement entre la préforme et la paroi du trou lors de la formation du CSKH. Il est important de se rappeler que la préforme doit se déformer pour former le CSKH. Cette déformation implique alors un déplacement de la préforme dans le joint au moment de la formation de la tête du rivet. Une friction trop élevée peut nuire à la formation du CSKH au point de coincer la préforme dans le joint en l'empêchant de se déformer. Une légère augmentation du diamètre de perçage est alors requis pour éviter ce problème.

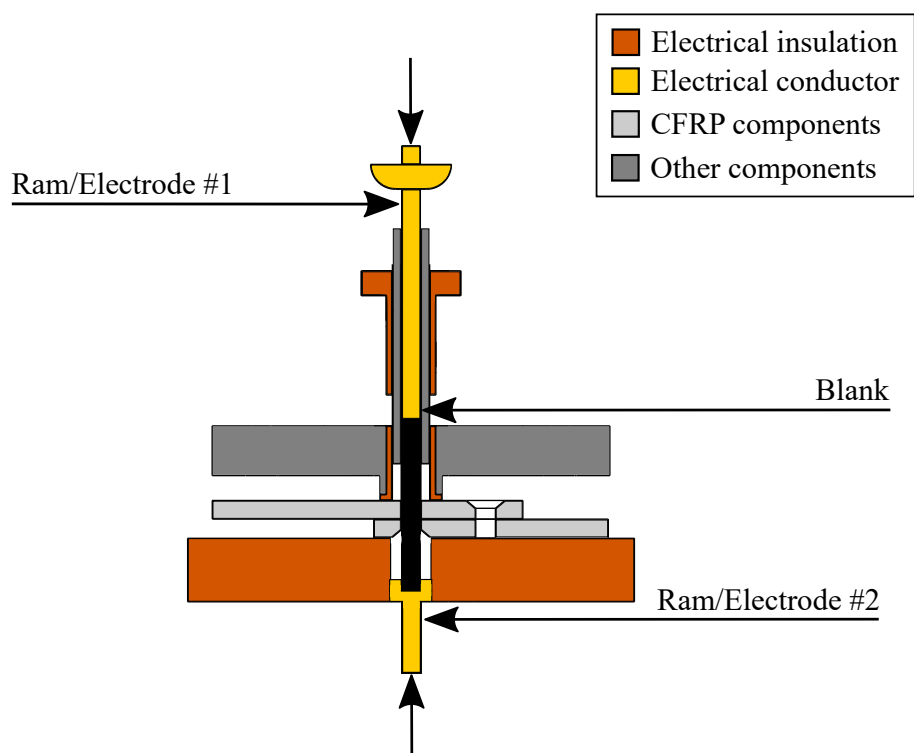


Figure 6.2 Exemple de montage de rivetage incluant deux tiges de formages [4]

Dans le cas du montage proposé dans la section 6.3.3, la préforme ne se déplace pas dans le joint lors de la formation des deux têtes. Cette absence de déplacement permettrait d'avoir un ajustement plus serré entre la préforme et le joint. Cet ajustement permettrait aussi de réduire le flambement de la fibre dans le plan de cisaillement.

## 6.4 Microscopies

Une technique d'analyse d'image utilisant le logiciel ImageJ a été développée par le LabSFCA de Polytechnique Montréal. Cette technique consiste à comparer entre eux les pixels d'une microscopie à grand grossissement, généralement plus que 200X. Les zones noires peuvent être associées aux zones non-imprégnées, les zones grises à la matrice et les zones blanches aux fibres de carbone. Cette méthode consiste à mesurer le taux surfacique de chaque constituant du composite. Elle a été utilisée par Fortier *et al.* [3] et Lapointe *et al.* [45]. Par contre, elle ne peut pas être directement reliée à une mesure de  $V_f$ , puisque la mesure surfacique dépend du plan de coupe. Elle permet de comparer deux valeurs mesurées avec la même méthode, comme deux rivets avec la même coupe. En revanche, cette méthode reste très subjective, puisqu'il est difficile de déterminer la zone d'interface entre une fibre et la matrice. Ceci crée

une variabilité dans les résultats de l'ordre de 2-3 %. Cette méthode n'est donc pas utilisable pour des applications avec un taux de vide inférieur à 5 %.

Les taux volumiques théoriques ont été utilisés pour comparer les différentes architectures. Cette méthode ne prend pas en compte le bris de la fibre. De plus, elle ne donne aucune indication sur la qualité de l'imprégnation du renfort. Une meilleure méthode de mesure des constituents, comme la digestion par acide (ASTM3171), pourrait être employée.

## **6.5 Tests mécaniques**

Dans l'optique de comparer les joints fabriqués avec des valeurs typiques, les tests mécaniques ont été réalisés selon les normes NASM1312-4 et NASM1312-8. Afin de minimiser le nombre de plaques à fabriquer, l'acier inoxydable a été choisi comme matériau. Sa conductivité thermique se rapproche davantage de celle des laminés CFRP, contrairement au 7075-T6 utilisé pour les joints comparatifs.

## CHAPITRE 7 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

La pultrusion s'est montrée efficace pour produire une préforme UD et tressée. Elle permet d'imprégner une tige en continu, tout en ayant des propriétés répétables. Le chauffage résistif permet de former rapidement et efficacement une préforme en TPC. L'utilisation d'un diamètre de perçage égal à celui de la préforme empêche le flambement de la fibre dans le plan de cisaillement. Ceci permet d'augmenter la répétabilité des propriétés mécanique en cisaillement. L'utilisation d'une couche d'air isolante entre la préforme et le joint permet de diminuer la dissipation de chaleur vers l'époxy. Par contre, le rivetage crée du flambement de la fibre de carbone, au détriment des propriétés mécanique. L'utilisation d'une architecture tressée a permis d'augmenter la répétabilité du procédé de fabrication et des propriétés mécanique en cisaillement et en traction. Toutefois, la résistance en cisaillement n'est pas supérieure au rivet à renfort UD. Ce projet a permis de démontrer la haute résistance spécifique des joints rivetés TPC. Il est cependant possible, en travaillant sur la machine, d'améliorer la rapidité du procédé.

Une technique utilisant deux tiges de formage pourrait réduire le transfert de chaleur vers le CFRP, tout en limitant le flambement dans la fibre de carbone. L'utilisation de matrice haute performance permettrait de grandement augmenter les propriétés mécaniques du rivet. De plus, des tests de fluage ou de chargements cycliques permettraient de dresser un meilleur portrait des applications possibles. Cette solution permettrait de résoudre bien des problèmes au niveau des méthodes d'assemblage typiques en aérospatial. Plusieurs pistes d'amélioration du procédé ont été présentées, afin de rendre cette technologie à un niveau supérieur.

Ce projet a permis à Bombardier de breveter la technique de rivetage par chauffage résistif. De plus, un affiche scientifique a été produite et présentée dans 3 événements scientifiques. Un article de conférence et une présentation orale ont été réalisés sur le sujet à CANCOM2017. Finalement, un article a été soumis dans un journal à comité de lecture.

Suite à ce projet, il serait intéressant de pousser la technologie à un niveau supérieur qui est davantage représentatif à la réalité de la production industrielle. Ce genre de démonstration permettrait de présenter de manière plus significative le potentiel de cette technologie. Aussi la combinaison d'un rivet en TPC avec des joints collés ou soudés permettrait de créer de nouvelles solutions hybrides pour l'implantation de cette technologie dans un avion. Les rivets TPC présentent un haut potentiel dans l'assemblage des prochains modèles d'avion en composites, afin de produire des avions plus légers, propres, sécuritaires.

## RÉFÉRENCES

- [1] C. Boffoli, “Boeing Dreamliner 787 carbon fiber fuselage Everett Washington airliner aircraft jumbo jet,” 2007. En ligne : <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:787fuselage.jpg>
- [2] P. Trudeau, L. L. Lebel, A. Landry, et D. Hoste, “Composite rivet blank and installation thereof, Brevet International no. WO 2015/132766 A1,” 2015.
- [3] V. Fortier, J. E. Brunel, et L. L. Lebel, “Automated Manufacturing of Thermoplastic Composite Rivets,” dans *CANCOM2017*, Ottawa, 2017, pp. 1–10.
- [4] L. L. Lebel et V. Fortier, “Apparatus and methods for installing composite rivets, déposé le 9 mars 2017, (No. d’application du brevet US 62/469,211),” 2017.
- [5] P. K. Mallick, *Fiber-reinforced composite : Materials, Manufacturing, and Design*, 3e éd. CRC Press, 2008.
- [6] Boeing, “Boeing 787,” 2017. En ligne : <http://www.boeing.com/commercial/787/>
- [7] Airbus, “A350 XWB,” 2017. En ligne : <http://www.a350xwb.com/>
- [8] Bombardier, “Avions commerciaux : C Series,” 2017. En ligne : <http://commercialaircraft.bombardier.com/fr/cseries.html>
- [9] K. B. Katnam, L. F. M. Da Silva, et T. M. Young, “Bonded repair of composite aircraft structures : A review of scientific challenges and opportunities,” *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 61, pp. 26–42, 2013.
- [10] C. Soutis, “Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction,” *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 412, no. 1-2, pp. 171–176, 2005.
- [11] D. Stavrov et H. E. N. Bersee, “Resistance welding of thermoplastic composites-an overview,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 36, pp. 39–54, 2005.
- [12] M. Hou, L. Ye, et Y. W. Mai, “An Experimental Study of Resistance Welding of Carbon Fibre Fabric Reinforced Polyetherimide (CF Fabric/PEI) Composite Material,” *Appl. Compos. Mater.*, vol. 6, no. 1, pp. 35–49, 1999.
- [13] A. Benatar et T. G. Gutowski, “A review of methods for fusion bonding thermoplastic composites,” dans *SAMPE*, 1987, pp. 33–39.
- [14] A. Küçükoglu, “The joining techniques for thermoplastics materials in automotive industries : A comprehensive literature review,” dans *ASME 2016 Int. Mech. Eng. Congr. Expo.*, Phoenix, 2016.

- [15] S. V. Hoa, *Principles of the manufacturing of composite materials*. Lancaster : DEStech Publications, Inc., 2009.
- [16] A. Chatterjee, “Thermal degradation analysis of thermoset resins,” *J. Appl. Polym. Sci.*, vol. 114, no. 3, pp. 1417–1425, 2009.
- [17] U. K. Vaidya et K. K. Chawla, “Processing of fibre reinforced thermoplastic composites,” *Int. Mater. Rev.*, vol. 53, no. 4, pp. 185–218, 2008.
- [18] K. van Rijswijk et H. E. Bersee, “Reactive processing of textile fiber-reinforced thermoplastic composites - An overview,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 38, no. 3, pp. 666–681, 2007.
- [19] Y. Kyosev, *Advances in Braiding Technology : Specialized Techniques and Applications*, 1er éd., Y. Kyosev, éd. Woodhead Publishing, 2016.
- [20] P. J. Novo, J. F. Silva, J. P. Nunes, et A. T. Marques, “Pultrusion of fibre reinforced thermoplastic pre-impregnated materials,” *Compos. Part B Eng.*, vol. 89, pp. 328–339, 2016.
- [21] L. Ye, K. Friedrich, J. Kästel, et Y. W. Mai, “Consolidation of unidirectional CF/PEEK composites from commingled yarn prepreg,” *Compos. Sci. Technol.*, vol. 54, no. 4, pp. 349–358, 1995.
- [22] S. D. Thoppul, J. Finegan, et R. F. Gibson, “Mechanics of mechanically fastened joints in polymer–matrix composite structures – A review,” *Compos. Sci. Technol.*, vol. 69, no. 3-4, pp. 301–329, mar 2009.
- [23] M. Ueda, S. Miyake, H. Hasegawa, et Y. Hirano, “Instantaneous mechanical fastening of quasi-isotropic CFRP laminates by a self-piercing rivet,” *Compos. Struct.*, vol. 94, no. 11, pp. 3388–3393, 2012.
- [24] J. Altmeyer, J. F. dos Santos, et S. T. Amancio-Filho, “Effect of the friction riveting process parameters on the joint formation and performance of Ti alloy/short-fibre reinforced polyether ether ketone joints,” *Mater. Des.*, vol. 60, pp. 164–176, 2014.
- [25] Á. Olmedo et C. Santiuste, “On the prediction of bolted single-lap composite joints,” *Compos. Struct.*, vol. 94, no. 6, pp. 2110–2117, 2012.
- [26] A. A. Pisano et P. Fuschi, “Mechanically fastened joints in composite laminates : Evaluation of load bearing capacity,” *Compos. Part B Eng.*, vol. 42, no. 4, pp. 949–961, 2011.
- [27] D. of Defense, *Handbook metallic materials and elements for aerospace vehicle structures*, 1998.

- [28] M. D. Banea et L. F. M. Da Silva, “Adhesively bonded joints in composite materials : an,” *Proc. Inst. Mech. Eng. Part L J. Mater. Des. Appl.*, vol. 223, pp. 1–18, 2008.
- [29] S. Pantelakis et K. I. Tserpes, “Adhesive bonding of composite aircraft structures : Challenges and recent developments,” *Sci. China Physics, Mech. Astron.*, vol. 57, no. 1, pp. 2–11, 2014.
- [30] C. Ageorges, L. Ye, et M. Hou, “Advances in fusion bonding techniques for joining thermoplastic matrix composites : A review,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 32, no. 6, pp. 839–857, 2001.
- [31] T. Bayerl, M. Duhovic, P. Mitschang, et D. Bhattacharyya, “The heating of polymer composites by electromagnetic induction - A review,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 57, no. 2014, pp. 27–40, 2014.
- [32] F. Senders, M. van Beurden, G. Palardy, et I. F. Villegas, “Zero-flow : a novel approach to continuous ultrasonic welding of CF/PPS thermoplastic composite plates,” *Adv. Manuf. Polym. Compos. Sci.*, vol. 2, no. 3-4, pp. 83–92, 2016.
- [33] I. Fernandez Villegas et P. Vizcaino Rubio, “On avoiding thermal degradation during welding of high-performance thermoplastic composites to thermoset composites,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 77, pp. 172–180, 2015.
- [34] V. Moorlegghem et I. F. Villegas, “Innovative welding of CF/EPOXY and CF/PEEK,” dans *CANCOM2017*, Ottawa, 2017.
- [35] S. Deng, L. Djukic, R. Paton, et L. Ye, “Thermoplastic-epoxy interactions and their potential applications in joining composite structures - A review,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 68, pp. 121–132, 2015.
- [36] M. Dubé, P. Hubert, A. Yousefpour, et J. Denault, “Resistance welding of thermoplastic composites skin/stringer joints,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 38, no. 12, pp. 2541–2552, 2007.
- [37] L. Xie, H. Liu, W. Wu, D. Abliz, Y. Duan, et D. Li, “Fusion bonding of thermosets composite structures with thermoplastic binder co-cure and prepreg interlayer in electrical resistance welding,” *Mater. Des.*, vol. 98, pp. 143–149, 2016.
- [38] C. Ageorges, L. Ye, et M. Hou, “Experimental investigation of the resistance welding for thermoplastic-matrix composites. Part I : Heating element and heat transfer,” *Compos. Sci. Technol.*, vol. 60, pp. 1027–1039, 2000.
- [39] E. J. X. Pang, A. Chan, et S. J. Pickering, “Thermoelectrical properties of intercalated recycled carbon fibre composite,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 42, no. 10, pp. 1406–1411, 2011.



- [40] T. G. Gutowski, *Advanced Composites Manufacturing*. John Wiley & Sons Inc., 1997.
- [41] M. Bulat, H. Ahlborn, F. Gnädinger, et D. Michaelis, “Braided carbon fiber composites,” dans *Adv. Braid. Technol. Spec. Tech. Appl.*, 1er éd., Y. Kyosev, éd. Elsevier Science, 2016, ch. 15, pp. 383–395.
- [42] P. Monnot, J. Lévesque, et L. L. Lebel, “Automated braiding of a complex aircraft fuselage frame using a non-circular braiding model,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 102, pp. 48–63, 2017.
- [43] C. Ayranci et J. Carey, “2D braided composites : A review for stiffness critical applications,” *Compos. Struct.*, vol. 85, pp. 43–58, 2007.
- [44] A. A. Safonov, P. Carlone, et I. Akhatov, “Mathematical simulation of pultrusion processes : A review,” *Compos. Struct.*, vol. 184, no. July 2017, pp. 153–177, 2018.
- [45] F. L. Lapointe, A. Oswald, A. Nakai, et L. L. Lebel, “Manufacturing of carbon/polymaïde beam by vacuum assisted pultrusion,” dans *ECCM17*, Munich, 2016.
- [46] W. Michaeli et D. Jürss, “Thermoplastic pull-braiding : pultrusion of profiles with braided fibre lay-up and thermoplastic matrix system ( PP ),” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 27, no. 1, pp. 3–7, 1996.
- [47] L. L. Lebel et A. Nakai, “Design and manufacturing of an L-shaped thermoplastic composite beam by braid-trusion,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 43, no. 10, pp. 1717–1729, 2012.
- [48] J. Schäfer et T. Gries, “Braiding pultrusion of thermoplastic composites,” dans *Adv. Braid. Technol. Spec. Tech. Appl.*, 1er éd., Y. Kyosev, éd. Elsevier Science, 2016, ch. 17, pp. 405–429.
- [49] A. K. Pickett, J. Sirtautas, et A. Erber, “Braiding simulation and prediction of mechanical properties,” *Appl. Compos. Mater.*, vol. 16, no. 6, pp. 345–364, 2009.

## ANNEXE A ESTIMATION DES PROPRIÉTÉS GÉOMÉTRIQUES D'UNE TIGE IMPRÉGNÉE PAR PULTRUSION

Afin de réaliser une pultrusion avec une tresse ayant les bonnes propriétés géométriques (angle, pas et diamètre), il est important de modéliser le phénomène de mouvement de la fibre dans la filière de pultrusion. Les phénomènes de réduction du diamètre et d'allongement du pas de la tresse sont présentés dans la section 2.2.4. Avec la relation 2.1, il est possible de connaître la variation d'angle de tressage après le passage de la tresse dans un système de pultrusion. Ainsi, l'algorithme présenté à la table A.2 propose une méthode pour estimer les propriétés géométriques à partir d'une tresse existante. Le même algorithme peut être utilisé pour trouver les propriétés initiales d'une tresse n'étant pas encore fabriquée. Il suffit de répéter l'algorithme en boucle en posant des propriétés géométriques initiales, jusqu'au moment où l'on trouve la géométrie finale désirée. L'algorithme est valide pour les précurseurs en rubans, mélangés et parallèles hybrides. Les hypothèses suivantes sont pris en compte pour rendre possible ce calcul, mais peuvent créer un écart plus important :

1. L'angle de tresse ( $\theta$ ) est considéré constant sur tout le rayon de la tige ;
2. Le changement de volume de la matrice fondu n'est pas considéré ;
3. L'expansion thermique est négligé ;
4. Le bris de fibre est négligé ;
5. La déconsolidation en sortie est négligée.

Le tableau A.1 présente les résultats estimés de SLB-PA (voir section 5.1.1). Toutes les valeurs sur l'architecture de la tresse sont présentées à la section 4.3.2. En comparant avec l'angle de tresse en sortie de pultrusion ( $\theta_b$ ) de le tableau 5.4, on constate un écart de 12 %.

Tableau A.1 Application sur SLB-PA fabriqué en utilisant 4 filières de pultrusion ( $n=4$ )

Paramètres	Résultats
$P_0$ (mm)	26.9
$d_0$ (mm)	7.2
$d_1$ (mm)	5.13
$d_2$ (mm)	5.00
$d_3$ (mm)	4.90
$d_4$ (mm)	4.76
$\theta_4$ (°)	<b>25.2</b>

Tableau A.2 Évaluation de la géométrie d'une tresse imprégnée par pultrusion

- 01 : Mesurer expérimentalement  $d_0$  et  $P_0$  de la tresse après le procédé de tressage  
 02 : Évaluer l'angle de tresse ( $\theta_0$ ) :  $\theta_0 = \text{atan}((\pi d_0)/(P_0))$   
 03 : Évaluer le nombre de fil de la tresse ( $n_t$ )  
 04 : Évaluer le nombre de fils différents qui constitues un fil de la tresse ( $m$ )  
 05 : Évaluer le nombre de fils utilisés par constituant un fil de la tresse ( $n_{m,i}$ )  
 06 : Évaluer le nombre de filaments de renfort par constituant un fil de la tresse ( $n_{f,i}$ )  
 07 : Évaluer la taux volumique de fibre par constituant ( $V_{f,i}$ )  
 08 : Évaluer le nombre de filaments par fil de la tresse ( $n_f$ ) :  $n_f = \sum_{i=1}^m (n_{m,i} n_{f,i})$   
 09 : Évaluer la proportion de fibres initiale dans la tresse ( $V_{f,0}$ ) :  $V_{f,0} = \sum_{i=1}^m (n_{m,i} n_{f,i} V_{f,i}) / n_f$   
**Exemple** : Une tresse est constituée de 8 fils dont chaque fil est constitué de 2 fils mélangés 12K ( $n_{f,1}$ ) avec un  $V_{f,1}=52\%$  et 2 fils mélangés 3K ( $n_{f,2}$ ) avec un  $V_{f,2}=56\%$ . Dans ce cas,  $m=2$  (3K et 12K),  $n_{m,1}=2$  et  $n_{m,2}=2$ . Alors  $V_{f,0}=52.8\%$   
 10 : Évaluer l'aire d'un filament de renfort ( $A_f$ )  
 11 : Évaluer la surface de fibres initiale ( $S_{f,0}$ ) :  $S_{f,0} = (n_f n_t A_f) / (\cos(\theta_0))$   
 12 : Évaluer la surface de filaments de polymères initiale ( $S_{m,0}$ ) :  $S_{m,0} = S_{f,0}(1-V_{f,0})/V_{f,0}$   
 13 : Évaluer le nombre de filières de pultrusion ( $n$ )  
 14 : **for** j = 1 à n  
 15 : Évaluer le diamètre ( $d_j$ ) et l'aire ( $A_j$ ) de la j-ième filière  
 16 : Évaluer l'angle de la tresse en sortie de la j-ième filière ( $\theta_j$ ) :  $\theta_j = \text{asin}(d_j \sin(\theta_{j-1}) / d_{j-1})$   
 17 : Évaluer la surface de fibres en sortie de la j-ième filière ( $S_{f,j}$ ) :  

$$S_{f,j} = (S_{f,j-1} \cos(\theta_{j-1})) / (\cos(\theta_j))$$
  
 18 : Hypothèse : Évaluer la surface de matrice en sortie de la j-ième filière ( $S_{m,j}$ ) :  

$$S_{m,j} = (S_{m,j-1} \cos(\theta_{j-1})) / (\cos(\theta_j))$$
  
 19 : Évaluer l'aire de sur-remplissage ( $A_{sup,j}$ ) :  $A_{sup,j} = (S_{f,j} + S_{m,j}) - A_j$   
 20 : **if**  $A_{sup,j} \leq 0$  (Validation de l'hypothèse sur  $S_{m,j}$ )  
 21 : Il n'y a pas de sur-remplissage. L'hypothèse est bonne. On garde  $S_{m,j}$   
 22 : **elseif**  $A_{sup,j} > 0$   
 23 : Il y a sur-remplissage et une partie de la matrice est perdu. l'hypothèse est fausse. On doit réévaluer  $S_{m,j}$  :  $S_{m,j} = A_j - S_{f,j}$   
 24 : **end if**  
 25 : Évaluer la proportion de fibres ( $V_{f,j}$ ) :  $V_{f,j} = S_{f,j} / (S_{f,j} + S_{m,j})$   
 26 : **end for**  
 27 : Évaluer la proportion de fibres finale ( $V_{f,n}$ )  
 28 : Évaluer l'angle de tresse finale ( $\theta_n$ )

## **ANNEXE B    PROCÉDURE D'UTILISATION DE LA MACHINE DE TRESSAGE**

Cette procédure du LabSFCA porte le numéro ACFPS-010-RevB. Elle a été écrite par Maxime Bernatchez, Christophe Absi et Vincent Fortier. La révision B est la version utilisée pour ce projet et a été mise à jour le 14 novembre 2017.



## ACFSlab Process Specification

Document number: ACFSPS-010 Rév. B

### TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

---

Author: MAXIME BERNATCHEZ, CHRISTOPHE ABSI & VINCENT FORTIER

---

Approver: LOUIS LABERGE LEBEL

2017/11/14  
Montreal



LABORATOIRE DE  
**STRUCTURES DE FIBRES ET DE COMPOSITES AVANCÉS**  
**ADVANCED COMPOSITE AND FIBER STRUCTURES**  
LABORATORY



LABORATOIRE DE  
STRUCTURES DE FIBRES ET DE COMPOSITES AVANCÉS  
ADVANCED COMPOSITE AND FIBER STRUCTURES  
LABORATORY

Document: ACFSPS-010  
Revision: **B**  
Page: ii  
Date: 2017/11/14

## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

### Revision History

Revision	Date	Author	Approver
--	2017-04-07	Maxime Bernatchez	<b>Louis Laberge Lebel</b>
Description:			
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Original Publication</li> </ul>			
A	2017-06-05	Christophe Absi	
Description:			
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Title changed from Test to Technical Specification</li> <li>• Excel-Word links broken</li> <li>• Section 1 modified</li> <li>• Section 6 modified</li> <li>• Figure labels changed in Appendix</li> </ul>			
B	2017-08-03	Christophe Absi	
Description:			
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Title changed from Technical Specification to Technical Procedure</li> <li>• Operation procedure modified</li> </ul>			



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

### Table of Contents

1	Purpose.....	1
1.1	Health and Safety.....	1
1.1.1	Protective equipment.....	1
1.1.2	Braiding machine.....	1
2	Applicable Documents .....	1
3	Materials.....	2
4	Equipment .....	2
5	Test Sample .....	2
6	Procedure.....	3
6.1	Setting up the machine.....	3
6.2	Power up.....	5
6.3	Braiding adjustments.....	7
6.4	Recommendations .....	9
6.5	Multilayer braiding.....	10
7	Pitch size.....	11
7.1	Analysis .....	11
7.2	Validation .....	13
8	Results.....	14
8.1	Calculation.....	14
8.2	Evaluation.....	14
9	Reporting .....	14
10	Environmental Disposal.....	14

Appendix A: Pitch size ratio results

Appendix B: Graphical analysis

Appendix C: Validation



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

### List of Figures and Tables

#### Figures

Figure 1 Bobbin installation.....	3
Figure 2 Bobbin distribution for 8, 12 and 24 strand braids. The dot colors correspond to the carrier colors on the braiding machine. Full dots represent loaded carriers. Outlines are unloaded carriers. ....	4
Figure 3 Strand through eyelet .....	4
Figure 4 Strand attached to wheel.....	5
Figure 5 Braiding machine power breaker on the left side of the electrical box.....	6
Figure 6 Safety system reset button on the right side of the electrical box.....	6
Figure 7 Braiding point position .....	7
Figure 8 Tying the braid .....	8
Figure 9 Securing the string to the drum .....	8
Figure 10 Clutch mechanism.....	9
Figure 11 Straw strand guides .....	9
Figure 12 Flared straw ends .....	10
Figure 13 Braid unwinding from drum.....	10
Figure 14 Braid course .....	11
Figure 15 Feed controller .....	11
Figure 16 Dimensions of a braid with a wire trajectory (red line) and the tangent speed. ....	12
Figure 17 Comparison of the theoretical and real pitch size.....	13

#### Tables

Table 1 Braiding machine settings .....	15
---	----





## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

### 1 Purpose

The purpose of this document is to describe the procedure to follow when using the Xuzhou Henghui braiding machine and obtain specific braiding parameters. Theoretical and experimental methods have been used to identify how each parameter of the machine (frequency, number of wires, etc.) affect the final result. Also, the document present the procedure to use the machine properly.

#### 1.1 Health and Safety

##### WARNING

Some of the materials used in this document may be toxic, flammable and/or irritating to the skin. Refer to the appropriate MSDS prior to testing.

At Polytechnique Montreal, consult Health and Safety Department for specific handling precautions.

Outside Polytechnique Montreal, the user is solely responsible to consult with the appropriate health and safety authority for specific requirements related to facilities, equipment, ventilation, and handling precautions.

##### 1.1.1 Protective equipment

Gloves (nitrile), safety goggles and a lab coat shall be worn at all times.

##### 1.1.2 Braiding machine

Moving parts may pinch hands. Exercise caution when loading the machine.

### 2 Applicable Documents

See procedure ACFSPS-009 for bobbin winding.



---

## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

### 3 Materials

- Tie-wraps
- Masking tape
- Loaded bobbins

### 4 Equipment

- Braiding machine (KBL24-1-110, Xuzhou Heughui Braiding Machine Compagny, LTD)
- Side cutters

### 5 Test Sample

Not applicable.



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

### 6 Procedure

#### 6.1 Setting up the machine

- Install loaded bobbins onto carriers. See Figure 1 for correct orientation of the strand.

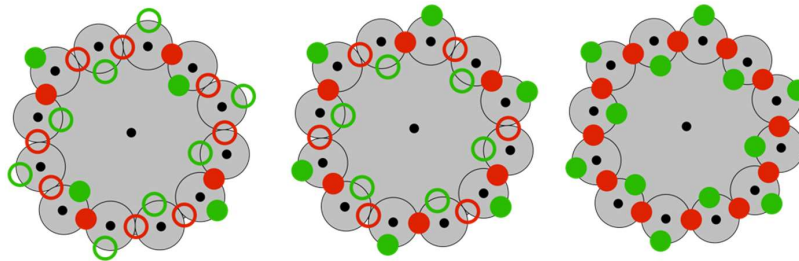


**Figure 1 Bobbin installation**



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

- Number of bobbins and distribution on the carrier depends on desired braid pattern. See Figure 2.



**Figure 2 Bobbin distribution for 8, 12 and 24 strand braids. The dot colors correspond to the carrier colors on the braiding machine. Full dots represent loaded carriers. Outlines are unloaded carriers.**

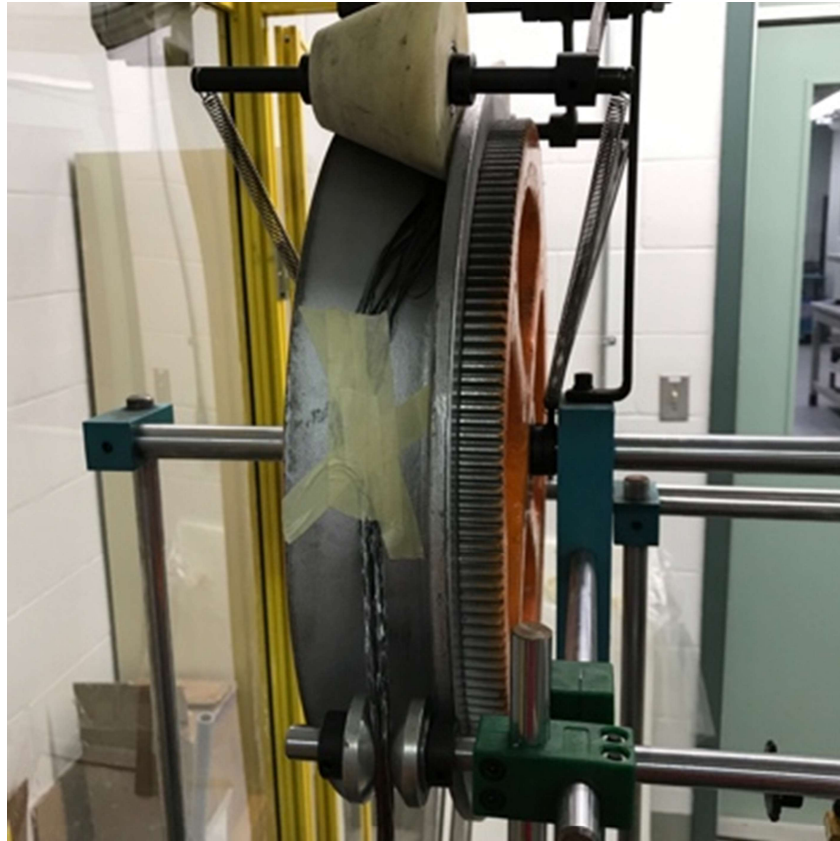
- Once all the bobbins are installed, pass all the strand through the desired eyelet (Figure 3) and securely attach to the large wheel with tape (Figure 4). Three eyelets are available and will dictate the approximate size of the resulting braid.



**Figure 3 Strand through eyelet**



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE



**Figure 4 Strand attached to wheel**

### 6.2 Power up

- Close all the doors and make sure they are securely latched.
- Plug the machine into a power 220V power outlet.
- Turn on the machine by flipping the breakers (Figure 5)
- At this point the safety system is engaged. To disengage safety stop, press the yellow button on the side of the machine (Figure 6). A click from a relay will be heard. If the system doesn't disengage when the button is pushed, it is likely that a door is not properly shut.



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE



**Figure 5 Braiding machine power breaker on the left side of the electrical box**



**Figure 6 Safety system reset button on the right side of the electrical box**





## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

### 6.3 Braiding adjustments

- Input the desired pitch size into the respective dial. See section 7 for pitch size calculations.
- To adjust the braiding speed, turn the knob on the screen. It is recommended to have an  $F$  value of 5 or 6 when starting. This value can be increased once the braiding cycle achieves a steady state.
- At the beginning, the braid point will change position. Once its vertical position stabilizes, the eyelet should be moved to be as close as possible to the braiding point as on figure 7. Allow no more than 1 inch between the eyelet and the braiding point.
- Be sure that the braid doesn't slip on the wheel

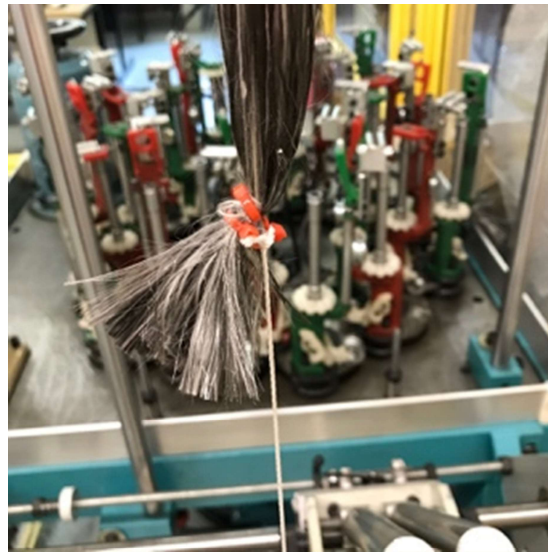


**Figure 7 Braiding point position**



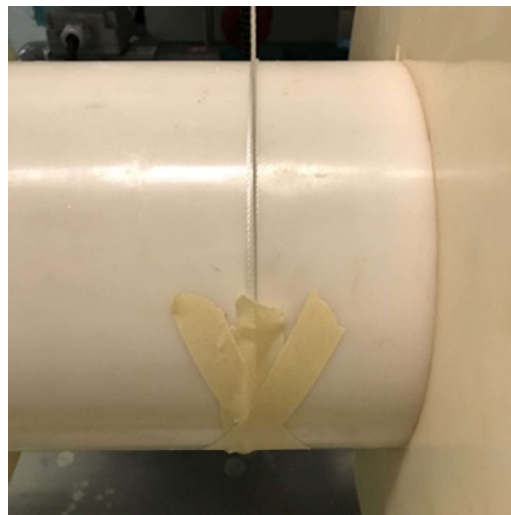
### TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

- Once a few feet of braid are produced, stop the machine. Detach the braid from the wheel and attach a tie-wrap. A string must also be tied to the tie-wrap as shown on figure 8.



**Figure 8 Tying the braid**

- After the braids end is properly tied, attach to other end of the string to the drum using tape as shown on figure 9. It is recommended to do a few turns of the drum with the string before attaching it with the tape.



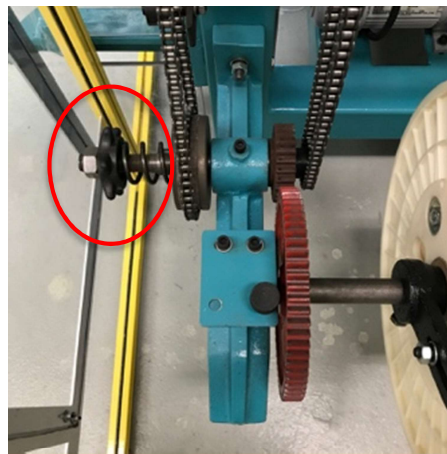
**Figure 9 Securing the string to the drum**





### TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

- Once the braid is attached to the drum via the string, its speed has to be visually adjusted to match the speed of the large wheel. To do so, the clutch shown on figure 10 has to be tightened or loosened to increase or decrease the speed of the drum. Adjustment knob is shown in red.



**Figure 10 Clutch mechanism**

### 6.4 Recommendations

- If using a high braiding angle, the current holders tend to snag and break the fibers. Straws can be used as per figure 11 to mitigate the problem.



**Figure 11 Straw strand guides**



### TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

- Both tips of the straws should be flared to help prevent excessive fiber breakage.
- Flaring can be done by following the instructions found [here](#).
- Flared ends should be as on figure 12.



**Figure 12 Flared straw ends**

### 6.5 Multilayer braiding

- Load braid onto the drum on the side of the machine. Make sur the braid unwinds by the bottom of the drum as presented on figure 13.

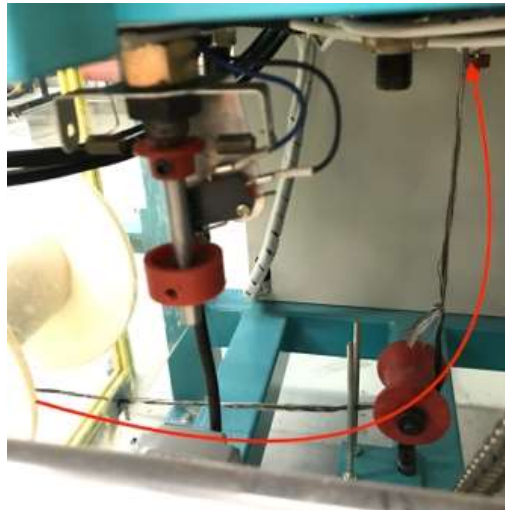


**Figure 13 Braid unwinding from drum**



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

- Feed the braid through the hole, then under the pulley then up through the braiding machines table to feed in into eyelet. See figure 14.



**Figure 14 Braid course**

- Reload the bobbins and proceed to braid as described in steps 6.1 to 6.4.

## 7 Pitch size

### 7.1 Analysis

The braiding machine has two principal parameters that can be changed: the frequency and the pitch size. Since the values on the control panel are unknown, the first objective is to know what each value on the control panel reality means.

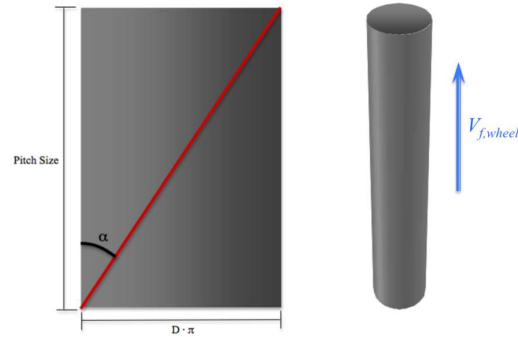


**Figure 15 Feed controller**



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

First of all, theoretical calculations have to be done to obtain a pitch size ratio between the values on the control panel and the real ones. A first hypothesis to consider is that the braid don't have any torsion apply when the machine run (in other words, a symmetrical configuration of the bobbins). This way, when a bobbin does a complete circle around the table, the braid will at the same time complete a cycle. By having a look at figure 6, it can be assumed that the pitch size can be found with the equation :



**Figure 16 Dimensions of a braid with a wire trajectory (red line) and the tangent speed.**

$$PS_{real} = V_{wheel} * T_{bobbin}$$

$V_{wheel}$  = Tangent speed of the wheel (cm/s)

$T_{bobbin}$  = Period of the bobbins (s)

To be able to convert the frequency on the control panel into a period, some tests without braids were done to figure out how long a cycle is in function of the pitch size and the frequency. The same has been done for the tangent speed  $V_{wheel}$ . The results gave the equation:

$$T_{bobbin} = 76.498 \cdot f^{-1.008}$$

$T_{bobbin, f}$  = Period of a bobbin (s)

$f$  = Frequency of the control panel



## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

When the real pitch size is found, the conversion factor of 2.13 will be found with a ratio between the real pitch size and the one on the control panel.

$$2.13 = \frac{PS_{panel}}{PS_{real}}$$

$PS_{panel}$  = Pitch set point on the braiding machine (cm)

$PS_{real}$  = Desired pitch (cm)

### 7.2 Validation

Once the theoretical pitch size is known, the last step is the verification with real braids. The experience required nylon for 8 bobbins (seven with white nylon and one with red, this way it's easier to see the pitch size). When ready, the machine will be run, making a braiding sample of 20 cm. Repeat the experience for 15 different samples of random frequencies and pitch sizes.

The main observation is the difference between the real pitch size and the expected one when it's under 4 or over 9 on the control panel. When they were too small, the braid was too tight and started to have accumulations in front of the guide circle. Over 9, the braid is not tight enough to actually be braided. Those intervals depends on the material used. Inside this interval the

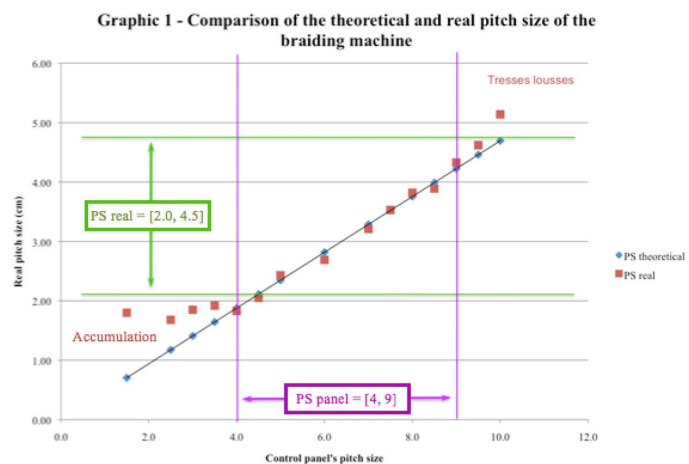


Figure 17 Comparison of the theoretical and real pitch size



---

## TECHNICAL PROCEDURE FOR THE BRAIDING MACHINE

experimental results are similar to the theory (figure 8). The results table is available in Appendix B.

## 8 Results

### 8.1 Calculation

Not applicable

### 8.2 Evaluation

Not applicable

## 9 Reporting

Not applicable.

## 10 Environmental Disposal

As per Polytechnique's regulations and manufacturer's recommendations

## **ANNEXE C    PROCÉDURE D'UTILISATION DE LA MACHINE DE RIVETAGE**

Cette procédure du LabSFCA porte le numéro ACFPS-012. Elle a été écrite par Christophe Absi et Vincent Fortier. La révision originale est la version utilisée pour ce projet et a été mise à jour le 14 novembre 2017.



**POLYTECHNIQUE  
MONTREAL**

LE GÉNIE  
EN PREMIÈRE CLASSE

## **ACFSlab Process Specification**

Document number: ACFSPS-012 Rév. --

### **THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING**

---

Authors: CHRISTOPHE ABSI & VINCENT FORTIER

---

Approver: LOUIS LABERGE LEBEL

2017/11/14  
Montreal



LABORATOIRE DE  
**STRUCTURES DE FIBRES ET DE COMPOSITES AVANCÉS**  
**ADVANCED COMPOSITE AND FIBER STRUCTURES**  
LABORATORY





LABORATOIRE DE  
STRUCTURES DE FIBRES ET DE COMPOSITES AVANCÉS  
ADVANCED COMPOSITE AND FIBER STRUCTURES  
LABORATORY

Document: ACFSPS-012  
Revision: --  
Page: ii  
Date: 2017/11/14

## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

### Revision History

Revision	Date	Author	Approver
--	2017-05-26	Christophe Absi & Vincent Fortier	Louis Laberge Lebel
Description:			
<ul style="list-style-type: none"> <li>Original Publication</li> </ul>			



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

### Table of Contents

1	Purpose .....	1
1.1	Health and Safety.....	1
1.1.1	Protective equipment.....	1
1.1.2	Work environment.....	1
1.1.3	Rivet fabrication apparatus .....	2
1.2	Definitions.....	2
2	Applicable Documents .....	2
2.1	Specifications .....	2
2.2	Reference Documents.....	2
3	Materials.....	3
4	Equipment .....	3
5	Test Sample .....	3
6	Procedure.....	3
6.1	Machine preparation.....	4
6.1.1	Thoroughly clean base plate, tube and push rod with acetone .....	5
6.1.2	Apply sealer to base plate, tube and push rod .....	6
6.1.3	Apply release agent to base plate, tube and push rod.....	6
6.1.4	Central assembly positioning (Figure 2) .....	6
6.1.5	Clean base plate, tube and push rod with wire brushes.....	6
6.2	Fabrication preparation.....	7
6.2.1	Labview set-up (Figure 3).....	7
6.2.2	Blank installation.....	7
6.3	Fabrication.....	9
6.3.1	Preheating .....	9
6.3.2	Rivet formation.....	9
7	Results .....	10
8	Reporting .....	10
9	Environmental Disposal .....	10

Appendix A: Images of the Rivet Fabrication Procedure



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

### List of Figures and Tables

#### Figures

Figure 1. Riveting machine V2.6 .....	4
Figure 2 Parts to clean .....	5
Figure 3 LabVIEW set-up .....	7
Figure 4 System controller .....	8
Figure 5 Power supply .....	9



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

### 1 Purpose

This technical specification describes the method to be used for the manufacturing of thermoplastic composite rivets using the riveting machine developed for the composite rivet project in collaboration with Bombardier Aerospace. The procedure is up to date for the version 2.6 of the riveting machine.

#### 1.1 Health and Safety

##### WARNING

Some of the materials used in this document may be toxic, flammable and/or irritating to the skin. Refer to the appropriate MSDS prior to testing.

At Polytechnique Montreal, consult Health and Safety Department for specific handling precautions.

Outside Polytechnique Montreal, the user is solely responsible to consult with the appropriate health and safety authority for specific requirements related to facilities, equipment, ventilation, and handling precautions.

##### 1.1.1 Protective equipment

- Safety goggles and a lab coat shall be worn at all times.
- Heat protective gloves should be worn when manipulating hot parts.

##### 1.1.2 Work environment

- Proper air management systems shall be in use when forming rivets and when cleaning the rivet fabrication apparatus. Working under a fume hood is recommended. A well ventilated room is required as minimum.
- Work space shall be clear of any unnecessary items to avoid electric choc and/or contamination of the samples.



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

- Proper fire extinguisher shall be available in the event of a flame up. A dry powder extinguisher is recommended.

### *1.1.3 Rivet fabrication apparatus*

- Moving parts may pinch hands. Exercise caution when closing the machine.
- Touching the base plate and push rod will cause electric shock or electrocution. Do not touch the machine when power supply is on.

## 1.2 Definitions

<b>Blank</b>	Carbon fibre thermoplastic composite short rod
<b>PEEK</b>	Polyether Ether Ketone
<b>PA</b>	Polyamide (PA6 or Lexter8500)

## 2 Applicable Documents

### 2.1 Specifications

None.

### 2.2 Reference Documents

Reference documents are the MSDS of the chemicals employed in this procedure.

1. Chemlease 70-90-EZ Release agent

MSDS: MSDS\_001\_Chemlease-7090EZ.pdf

Technical specification : TS\_001\_Chemlease-7090EZ.pdf

2. Zyvox sealer GP

MSDS : MSDS\_002\_Zyvox-sealer-gp.pdf



---

## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

---

Technical specifications : TS\_002\_Zyvax-sealer-gp.pdf

### 3 Materials

- Acetone
- Release agent
- Sealer
- Thermoplastic composite rods (approx. 1,5in long pieces). Referred to as “blanks”.

### 4 Equipment

- Riveting machine
- Wire brush set
- Cotton swabs
- Pliers
- Allen key set (metric and imperial)
- Nitrile gloves

### 5 Test Sample

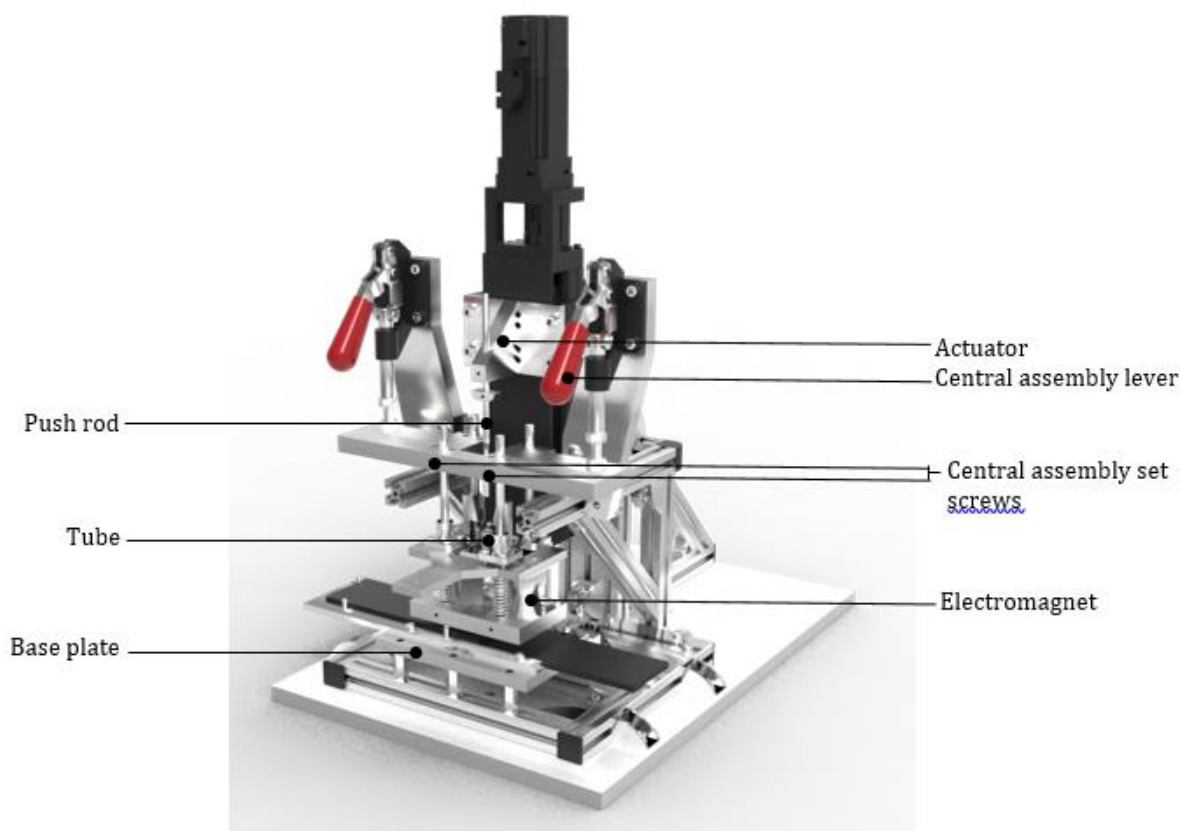
Not applicable.

### 6 Procedure

This procedure is valid for the riveting machine V2.6, Figure 1. All main parts are shown to be able to locate them.



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING



**Figure 1. Riveting machine V2.6**

### 6.1 Machine preparation

Steps 6.1.1 to 6.1.3 are to be performed between rivet batches and/or as needed to keep the machine clean and in good working order. They do not have to be performed between each rivet.

Step 6.1.4 has to be performed every time the central assembly is removed or when riveted part thickness is changed.



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

### 6.1.1 *Thoroughly clean base plate, tube and push rod with acetone*

Clean base plate, tube and bush rod with acetone (Figure 2). Acetone can be applied using cotton swabs and brushes. Wear nitrile gloves when you are using acetone. This liquid irritated the skin.

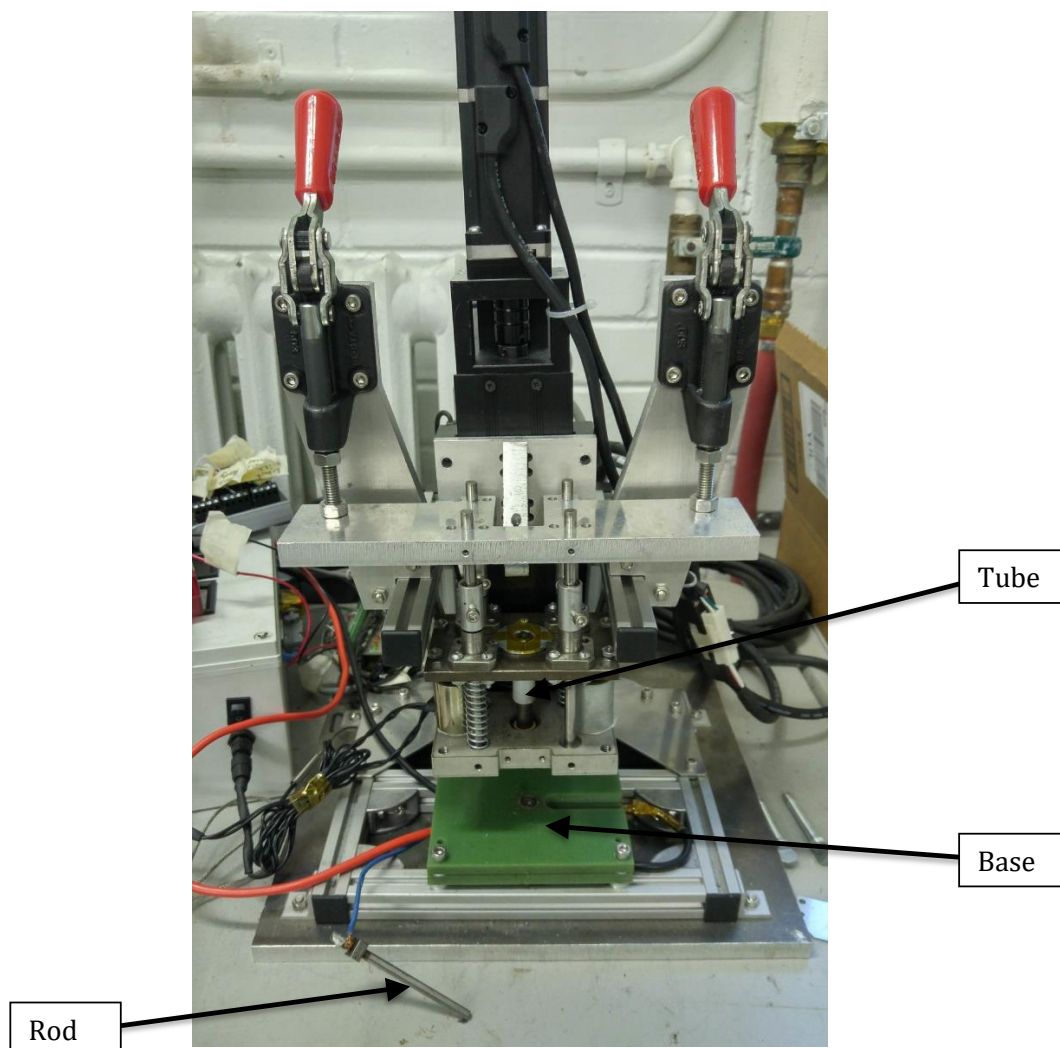


Figure 2 Parts to clean





---

## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

---

### ***6.1.2 Apply sealer to base plate, tube and push rod***

Using cotton swabs, apply sealer to base plate, tube and push rod as specified by supplier. Apply 4 layers of sealer waiting 15 minutes between each. Wait 30 minutes before the step 6.1.3.

### ***6.1.3 Apply release agent to base plate, tube and push rod***

Using cotton swabs, apply release agent to base plate, tube and push rod as specified by supplier. Apply 4 layers of sealer waiting 15 minutes between each. Wait 30 minutes before using the machine.

### ***6.1.4 Central assembly positioning (Figure 2)***

- Untighten set screw holding the central assembly.
- Place red handles in fully upright position
- Place parts to rivet under central assembly
- Lower red handles between half way and three quarters down.
- Tighten set screws
- Place red handles in fully down position
- Verify that the parts to rivet are well pressed down by the central assembly. Avoid excessive pressure as it may damage the machine. Parts should only be pressed down enough to avoid accidental movement during rivet formation process.

### ***6.1.5 Clean base plate, tube and push rod with wire brushes***

- Do not perform this step after steps 6.1.1-6.1.3. This step shall only be accomplished between rivets.
- Use wire brushes to remove residues from previous rivet fabrication.



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

### 6.2 Fabrication preparation

#### 6.2.1 Labview set-up (Figure 3)

- Start LabView «HMI» and select «Axis control» tab.
- Click the «Connect» button then «Go Home» to set position zero.
- Enter temperature, force, time, current parameters and data logging directory (Red box).
- Click the «Disconnect» button

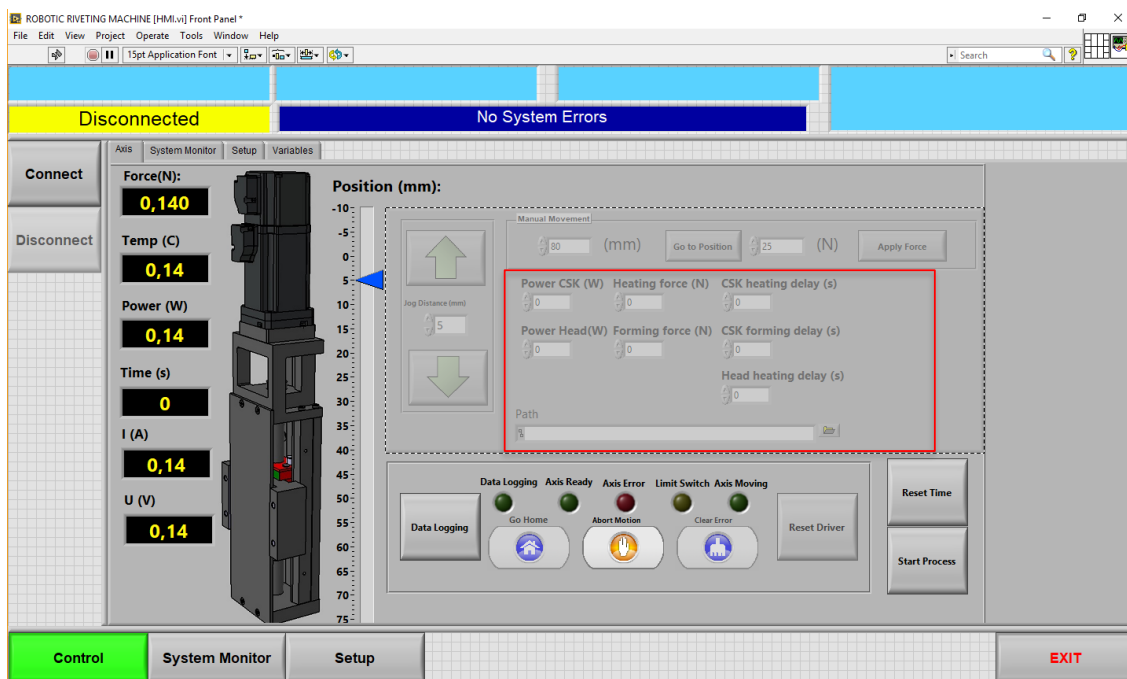


Figure 3 LabVIEW set-up

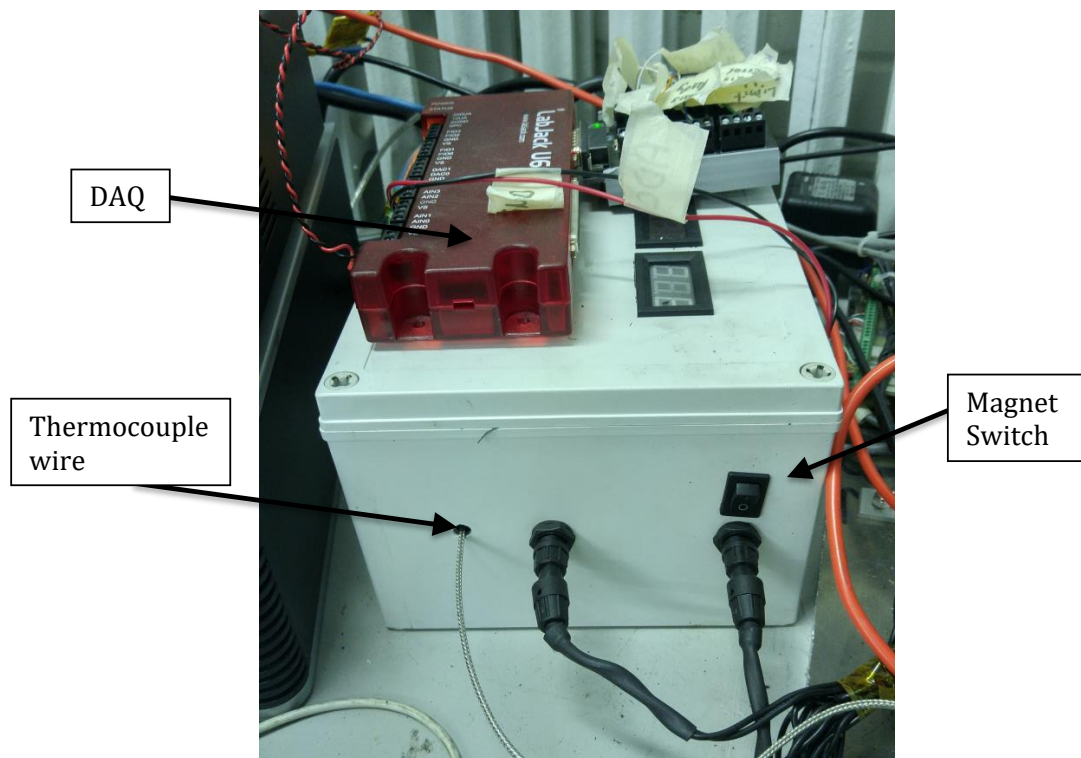
#### 6.2.2 Blank installation

- Lift red handles to lift the central assembly.
- Turn on electro magnets (Figure 4)



### THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

- Press down central assembly top plate until held by magnets. Secure with thumb screws.
- Insert blank through hole on top of central assembly top plate. Depending on blank size, the push rod may be used to force the blank down slightly.
- Line up parts to rivet with chamfered side down and slide around the protruding rivet
- Lower red handles slowly while aligning protruding rivet with the notch in the base plate.
- Secure the red handles in the fully down position.
- Manually lift the actuator.
- Insert push-rod through the top of the central assembly
- Manually lower actuator until it is lightly pressed against the push rod.



**Figure 4 System controller**



## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

### 6.3 Fabrication

#### 6.3.1 Preheating

- Start Data Logging
- Reset the time and quickly press Start Process
- If no current is passing, click Start Process, disconnect. Validate that the power supply is off and reposition the push rod (Figure 5).
- Restart step 2.



**Figure 5 Power supply**

#### 6.3.2 Rivet formation

- When the process is start, turn off the electromagnet a the desired time to formed the head.
- Make sure current is flowing at all times during the forming process.



---

## THERMOPLASTIC RIVET MANUFACTURING

---

### **7 Results**

Not applicable.

### **8 Reporting**

Not applicable.

### **9 Environmental Disposal**

As per Polytechnique's regulations and manufacturer's recommendations.